

**Systematische Gestaltung des CAE relevanten Entwicklungsprozesses
im Hinblick auf Faser-Kunststoff-Verbunde**

Dissertation

zur Erlangung des Doktorgrades
der Ingenieurwissenschaften

vorgelegt von
Dipl.-Ing. Falko Küster
aus Peine

genehmigt von der Fakultät für Natur- und Materialwissenschaften der Technischen
Universität Clausthal,

Tag der mündlichen Prüfung
15.04.2019

Dekan

Prof. Dr.-Ing. habil. Karl-Heinz Spitzer

Vorsitzender der Promotionskommission

Prof. Dr.-Ing. Heinz Palkowski

Betreuer

Prof. Dr.-Ing. Gerhard Ziegmann

Gutachter

Prof. Dr.-Ing. Volker Wesling

Danksagung

Ich möchte mich in aller Form bei Prof. Dr.-Ing. Ziegmann für seine langjährige Unterstützung bedanken. Er hat sich stets Zeit genommen und hatte immer ein offenes Ohr bei Fragen und Problemen.

Des Weiteren möchte ich mich bei meinen Eltern, meinem großartigen Bruder und Großeltern für die stetige Unterstützung bedanken.

Nicht vergessen möchte ich meine ehemalige Betreuerin Frau Dr. Peters, meinem ehemaligen Betreuer Prof. Dr. van de Loo und meinen Arbeitskollegen für die fachliche Unterstützung.

Mein größter Dank gilt meiner Ehefrau und meinen Kindern, die mir immer und ständig den Rücken freigehalten haben und manchmal auch verzichten mussten.

Vielen Dank.

Zusammenfassung

In dieser Arbeit wird eine systematische Vorgehensweise zur Simulation von Bauteilen aus Faserverbundwerkstoffen als einen Schritt zur effizienten Bauteilauslegung entwickelt. Ein Schwerpunkt in diesem Zusammenhang bildet die Materialcharakterisierung, die als Grundlage für die Simulation dient. Die Bauteilauslegung wird ganzheitlich betrachtet, von der ersten Vorauslegung des Materials bis zum fertigen Produkt.

Nach einer kurzen Einführung in die Grundlagen der unterschiedlichen Prozesse, folgt deren genauere Betrachtung. Begonnen wird mit der Vorstellung des Aufbaus einer Simulationskette in der CAx Umgebung und deren Anforderungen mit dem Fokus auf Faserverbundstrukturen. Im nächsten Schritt werden Wege zur Reproduktion von verlässlichen Materialkennwerten diskutiert. Dabei geht es um die Entwicklung einer effizienten Testprozedur, die zugeschnitten auf die Anforderungen der Simulation und der Fertigung ist. Ziel ist eine möglichst schlanke Testprozedur. Dazu passend wird eine Fertigungsprozedur entwickelt, bei der die Faserausnutzung des Materials zusammen mit der Bauteilqualität im Vordergrund steht. Die Folge sind drei parallel ablaufende und miteinander interagierende Prozesse: Eine Testprozedur, eine Simulationskette sowie ein Fertigungsprozess.

Anschließend wird der Nachweis über die Funktion der entwickelten Prozesse am Bauteil geführt. Ein dafür entwickeltes Bauteil soll die Anwendbarkeit der aufgezeigten Systematik betonen. Als Grundlage der Validierung dienen zwei unterschiedliche Tests am Realbauteil die simulativ zur Bewertung der Ergebnisse herangezogen werden.

Die erfolgreich durchgeführten Tests zeigen das Potenzial dieser Methodik und dass eine gesamtheitliche Betrachtung aller Prozesse zur Verschlinkung dieser beitragen kann.

Inhaltsverzeichnis

1. Einleitung	1
1.1. Stand der Technik	3
1.2. CAE Methoden & Software	5
1.3. Formate, Schnittstellen und Datenaustausch	10
1.4. Material und Herstellungsverfahren	13
1.5. Fokus und Aufbau der Dissertation	20
2. Einfluss von Verbundwerkstoffen und Fertigungsmethoden auf die CAE.....	24
2.1. Welche Prozesse sollten/können simulativ abgebildet werden	29
2.2. Programmscreening von Konstruktions- und Fertigungssoftware	31
2.3. Simulationsverfahren und Schnittstellen	38
2.4. Gewählte Software	46
3. Wege zur Reproduktion von verlässlichen Materialkennwerten.....	49
3.1. ASTM gegenüber DIN	51
3.2. Arten zur Bestimmung der Materialkennwerte	54
3.3. Probenplattenfertigung.....	57
3.4. Probenpräparation und -prüfung.....	63
3.5. Probenextraktion.....	65
3.5.1. Probensäge	65
3.5.2. Wasserstrahlschneiden	66
3.5.3. Fräsen.....	67
3.6. Bestimmung der Grundelastizitäten.....	69
3.6.1. Faser-Längs-Elastizitätsmodul $E_{ }$	69
3.6.2. Faser-Quer-Elastizitätsmodul E_{\perp}	72
3.6.3. Quer-Längs-Schubmodul $G_{\perp }$	75
3.6.4. Quer-Längs-Querkontraktionszahl $\nu_{\perp }$	78
3.7. Bestimmung der Basis-Festigkeiten.....	81
3.6.1. Faser-Längs-Festigkeit $R_{ +}$ und $R_{ -}$	81

3.6.2. Faser-Quer-Festigkeit $R_{\perp +}$ und $R_{\perp -}$	83
3.6.3. Quer-Längs-Schubbeanspruchung $\tau_{\perp }$	84
3.7. Energiefreisetzungsraten	86
3.8. Harzspezifikation	95
3.9. Faservolumengehaltsbestimmung und -umrechnung.....	95
3.10. Festlegung einer Vorgehensweise zur Materialparameterbestimmung	98
3.11. Sensitivität der Materialparameter	102
4. Fertigungsprozessabbildung.....	105
4.1. Genauigkeit der Faser- bzw. Gewebeablage und deren Einfluss.....	106
4.2. Softwareparameter von Fibersim	113
5. Nachweis am Bauteil	120
5.1. Bauteilgeometrie.....	120
5.2. Formenbau	123
5.3. Bauteilentwicklung und -fertigung	127
5.4. Charakterisierung des Eigenschaftsprofils	132
6. Prozessanwendung.....	133
6.1. Versuchsaufbau der Bauteiltests und deren Übertragung in die Simulation 134	
6.2. Nachweis des Modellverhaltens im Test.....	138
6.3. Validierung der Ergebnisse	143
6.4. Anwendungsgrenzen	152
6.5. Implementierungsmöglichkeit (FVK) in den bestehenden CAE Prozess .	153
7. Beurteilung und Ausblick	154
7.1. Bewertung der entwickelten Prozesse und Werkzeuge	155
7.2. Bewertung der Qualität der Vorhersage der Simulation	157
7.3. Recycling, Wirtschaftlichkeit, Life-Cycle Betrachtung, Naturfasern & Thermoplaste	157
Literaturverzeichnis	160
Abbildungsverzeichnis	166

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
FEM	Finite-Element-Methode
GFK	Glasfaserverstärkten-Kunststoff
PDM	Produktdatenmanagementsystem
CLT	Klassischen-Laminattheorie
NFC	Non-Crimp-Fabric
ASTM	American Society for Testing and Materials
DIN	Deutsches Institut für Normung
FVG	Faservolumengehalt
MMB	Mixed-Mode-Bending
CAD	Computer-Aided-Design
CAE	Computer-Aided-Engineering
CAM	Computer-Aided-Manufacturing
CAT	Computer-Aided-Testing
VARI	Vaccum Assisted Resin Infusion
UD	Unidirektional
EP	Epoxidharz
TGA	Thermogravimetrischen Analyse
CT	Computertomographie
FSR	First Stage Region
FSF	Fiber Spacing Factor
CFI	Composite Failure Index
WWFE	World Wide Failure Exercise
CFI	Composite Failure Index
MSV	Mehrschichtverbund
ASTM	American Society for Testing and Materials
DIN	Deutsches Institut für Normung
MMB	Mixed Mode Bruchzähigkeitsuntersuchung
FVA	Faservolumenanteil
CNC	Computerized Numerical Control
PAN	Polyacrylnitril
MAG	Multiaxialgelege
COP	Carry-Over-Parts

Lateinische Buchstaben

Variable	Bedeutung
a	Länge
A	Scheibensteifigkeitsmatrix
b	Breite
B	Koppelsteifigkeitsmatrix
C_{sys}	Systemkonformität
d	Traversenweg
D	Plattensteifigkeitsmatrix
E	Elastizitätsmodul
G	Schubmodul
GIC	Bruchzähigkeitswert Mode I
GIIC	Bruchzähigkeitswert Mode II
L	Lagerabstand
m	Steigung der Lastverlagerungskurve
M	Biegemoment
M	Masse
MMB	Mixed Mode Bending
n	Drehzahl
N	Kraft
P	Kraft
R	Radius
S	Schubfestigkeit
t	Dicke
V	Volumen
w	Breite des Probenkörpers
X	Festigkeiten in X-Richtung
Y	Festigkeiten in Y-Richtung

Griechische Buchstaben

Variable	Bedeutung
ρ	Mittlere Faserdichte
φ	Faservolumengehalt
ν	Querkontraktionszahl in der Ebene
δ	Kraftpunkt Verschiebung
χ	Risslängenkonformität

Indices

Variable	Bedeutung
0	Startpunkt
1	Mode I
2	Mode II
c, -	Druck
t, +	Zug
F	Faser
M	Matrix
	Längsrichtung
⊥	Querrichtung
°C	Temperatur
°	Winkel in Grad
F1	Faserlängsrichtung
F2	Faserquerrichtung

1. Einleitung

Verbundwerkstoffe sind in Form von z. B. Holz bereits aus der Natur bekannt und werden dadurch gekennzeichnet, dass sich ein Werkstoff aus zwei oder mehreren Komponenten zusammensetzt und andere Eigenschaften erfüllt, als die einzelnen Komponenten kombiniert. Wenn einer der Werkstoffkomponenten in Faserform vorliegt, also mit wesentlich höheren Eigenschaften in Längs- als in Querrichtung, dann spricht man im Allgemeinen von Faserverbundwerkstoffen [1]. Dazu zählen auch Glasfasern die nicht wie Kohlenstoff- oder Aramidfasern einen hoch anisotropen, sondern einen isotropen Aufbau haben. Dabei wird unterschieden zwischen einer Vielzahl von Fasern mit stark variierenden Eigenschaften, wobei Naturfasern den wohl engsten Bezug zu den natürlich vorkommenden Baumaterialien haben. Bezogen auf die Nachhaltigkeit stehen sie Holz als nachwachsendem Rohstoff und als regenerativem Energieträger in nichts nach. Natur- oder Glasfasern haben mittlerweile eine grundlegende Verwendung im Automobilbau gefunden, beispielsweise als Material für Innenverkleidungen in jeglichen Bereichen die nicht crashrelevant sind. Da aktuell deren mechanische Eigenschaften nicht ausreichen, um eine Alternative zum konventionellen Stahlbau darzustellen, wählt man für Hochleistungskomponenten kohlenstofffaserverstärkten Kunststoff, kurz CFK. Dieses Material wird heute bereits in großem Stil in der Luft- und Raumfahrt sowie im Motor- und Leistungssport verwendet. Deren Leichtbau- und Energie-Absorptionspotenzial ist dem von Stahl überlegen und hat bereits Einzug in die Kleinserienfertigung gehalten. Da die Automobilindustrie stark kostengetrieben ist, ist dies auch der Hauptgrund für ein häufiges Ausscheiden des Materials in Verbindung mit den noch nicht erreichten und geforderten kurzen Taktzeiten in der Serienfertigung von Bauteilen.

Den Grundstein dafür legte im Automobilbau Anfang 1950 die Firma Woodill Motors mit der ersten Glasfaser-Kunststoff Karosserie [2], die in einer Kleinserie gefertigt wurde. Dies wird von General Motors bis heute mit der Corvette weitergelebt. Der Karosserieaufbau aus einem Verbundwerkstoff hat bei der Corvette-Entwicklung Tradition und so wurde bislang lediglich das Fasermaterial für die Komponenten durch Kohlenstofffaser ersetzt. Über die Jahre haben sich kohlenstofffaserverstärkte Bauteile so weit etabliert, dass jeder Automobilhersteller einen Sportwagen mit Kohlenstofffaserkomponenten im Programm hat, welcher als Technologieträger verwendet wird, um das Potenzial für die Großserie zu untersuchen. Dieser Schritt führt gleichzeitig zu einem hochkomplexen Anforderungsgebilde,

bei dem die Wirtschaftlichkeit, neben der Machbarkeit, unangefochten im Vordergrund steht [3].

Ungefähr zeitgleich wurde in den 1950er Jahren mit dem Einsatz der Finite-Element-Methode (FEM) zur Berechnung von Strukturbauteilen für Flugzeuge begonnen [4], welche kurze Zeit später auch Anwendung in der Automobilindustrie fand [5]. In den Anfängen wurden diese Berechnungen noch von Hand, wenig später mittels Lochkarten, heute am Computer mittels Rechencluster ausgeführt. Durch den immer höher werdenden Konkurrenzkampf, der damit einhergehenden Verkürzung der Entwicklungszeit, der Reduzierung von Prototypenfahrzeugen und den ständig steigenden Anforderungen an die Berechnung können nur Materialien im Automobil verwendet werden, die sich nahezu vollständig in einem mathematisch-physikalischen Modell beschreiben lassen und somit das Bauteilverhalten abbilden können.

Während man ursprünglich glasfaserverstärkten Kunststoff (GFK) aus Gründen des designerischen Freiraums verwendet hat [6], steht er heutzutage im Fokus bei der Gewichtsreduktion um die Reduktion des geforderten CO₂-Ausstoßes und deren Grenzwerte in Zukunft realisieren zu können [7]. Die letzten Jahrzehnte hat das Eigengewicht von Fahrzeugen sukzessive aus mehreren Gründen zugenommen. Die Haupttreiber dieser Entwicklung sind die gesteigerten Anforderungen an die Sicherheit, den Komfort und die Zuverlässigkeit des Automobils, die in den kommenden Jahren um weitere Disziplinen wie die Vernetzung des Fahrzeugs, die Forderung nach der Hybridisierung und Elektrifizierung ergänzt werden, die der Gewichtsreduktion entgegenstehen. In Zahlen ausgedrückt müssen 100 kg an Fahrzeuggewicht eingespart werden, um zwischen 8,8 bis 12,5 gr./100 km einzusparen, was den Kraftstoffverbrauch lediglich zwischen 0,35 bis 0,5 l/100 km reduziert [8].

Da die Vorgaben in den kommenden Jahren immer strenger werden, steigt der Preis, der mit jedem gesparten Kilo bezahlt werden kann, und öffnet so den Markt für neue Materialien und Technologien. Aktuelle Zahlen von ca. 5 €/kg sind branchentypisch, wenn es um die Gewichtsreduzierung geht, während die Kosten für Kohlenstofffasern je nach Faser um bis zu Faktor 20 höher liegen. Eine der Möglichkeiten zeigt sich in Form von faserverstärkten Bauteilen, die jedoch ein hohes Maß an Materialverständnis benötigen und in vereinzelt Disziplinen einen neuen Ansatz der Vorgehensweise bedürfen. Diese Arbeit soll einen Weg aufzeigen, um faserverstärkte Materialien mittels einer in den bestehenden

Simulationsprozess integrierten Vorgehensweise auszulegen, zu berechnen und somit kostengünstig zu produzieren.

Da sich ein Großteil der wissenschaftlichen Arbeiten, die Faser-Kunststoff-Werkstoffe in der CAx-Umgebung beschreiben, lediglich auf Teilgebiete des Gesamtprozesses beziehen, liegt die Zielsetzung dieser Arbeit darin, eine Methodik zu entwickeln, die den Gesamtprozess abbildet. Gemeint ist damit die Betrachtung und Bewertung jedes einzelnen Schrittes von der Idee bis zum fertigen Bauteil, immer mit dem Fokus das Potenzial des Werkstoffs bei gegebenen Randbedingungen maximal auszunutzen. Dabei wird versucht, das Anwendungsgebiet so weit wie möglich zu streuen und die Vorgehensweise für weitere Prozess-Adaptionen offen zu gestalten. Um die Vollständigkeit und die Aussagekraft dieser Methodik zu gewährleisten, werden die einzelnen Prozessschritte anhand eines generischen Bauteils durchlaufen, analysiert und am Ende validiert.

1.1. Stand der Technik

Das Thema dieser Arbeit ist die Entwicklung einer Systematik zur Simulation von Bauteilen aus Faserverbundwerkstoffen als einen Schritt zur effizienten Bauteilauslegung. Der Nachweis wird an einem Versuchsbauteil erbracht, eine Materialcharakterisierung durchgeführt, die Fertigungseinflüsse untersucht und die Ergebnisse anhand der entwickelten Simulationskette validiert. Die VDI 2014 [9] sowie die „World Wide Failure Exercise“ (WWFE) [10] [11] sind bereits anerkannte und für Faser-Kunststoff-Verbund-Bauteile entwickelte Richtlinien, jedoch ohne direkte Verbindung zur FEM. So dienen die Quellen als Stütze bei der Entwicklung dieser Methodik, jedoch mit der Ergänzung und dem Fokus auf der FEM. Wichtig dabei ist die Möglichkeit, die hier gewonnenen Ergebnisse in Zukunft verwenden zu können, um weitere Methoden zu entwickeln oder diese zu ergänzen. Gerade für die Großserien- und Massenproduktion stellen die Weitergabe von Forschungsergebnissen und die Wandlung von teurer Technologie aus der Kleinserie, die den Sprung in die Großserie schafft, einen großen Nutzen dar. Diese sind technologisch innovativ und bieten somit einen besonderen Kaufanreiz. In dieser Arbeit werden deshalb bereits eingeführte Material- und Fertigungsverfahren übernommen. Abbildung 1.1 gibt einen Überblick über die Faserverbundbereiche, in denen ein Technologietransfer mithilfe dieser Arbeit stattfinden soll, oder bereits die letzten Jahre stattgefunden hat. Bisher werden Entwicklungen, die man durch Forschung im Brennstoffzellenbereich erlangt hat, in die Serienentwicklung übertragen. Dazu zählt beispielsweise der Transfer von wissenschaftlichen Erkenntnissen, die man im

Bereich der Wasserstoffhochdruckspeicherung gemacht hat und die nun in die CNG-Tank-Entwicklung einfließen. Des Weiteren werden Erfahrungen bezüglich Prozeduren und Vorgehensweisen aus der Chevrolet Corvette Entwicklung verwendet, um einzelne Komponenten auf ihre Serienreife hin zu überprüfen oder Konzeptfahrzeuge und Prototypen zu entwickeln.

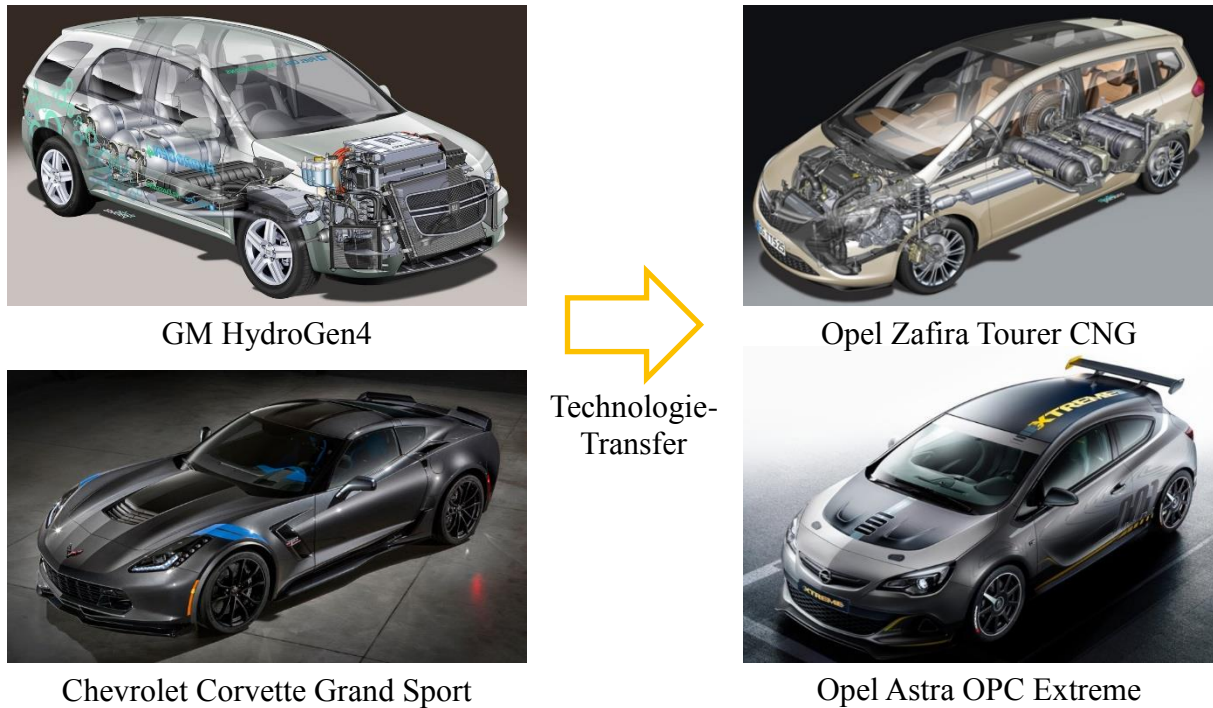


Abbildung 1.1: Darstellung des Technologietransfers zwischen Forschung und Voraentwicklung in mehreren Bereichen.

Beim Versuch, den direkten Wissenstransfer aus der Luft- und Raumfahrt in die Automobilindustrie durchzuführen, gibt es einige Einschränkungen, die es zu überwinden gilt. Dazu gehört, dass im Flugzeugbau vorwiegend flächige Blechkonstruktionen angewendet und werkstoffliche Hybridlösungen vermieden werden, wohingegen der Automobilbau durch die Integral- und Mischbauweise geprägt ist [12]. Zum Vergleich sind die gewichtsmäßigen Anteile der Komponenten in der Luft- und Raumfahrt, die aus Faserverbundmaterial gefertigt werden, mittlerweile bei über 50 % angekommen [8]. Aus diesem Grund können verschiedene Integrationstiefen zwischen den Industriekonzepten in der Automobilbranche unterschieden werden. Angefangen bei einzelnen Bauteilen wie Dächern und Querträgern, über die Hybridbauweise von Dach- oder Bodenmodulen bis zur gesamten Fahrgastzelle in Monocoque-Bauweise.

1.2. CAE Methoden & Software

Die Hauptgründe für die Verwendung einer rechnergestützten Produktentwicklung in der Automobilindustrie sind laut *Meywerk* [13] fortwährende Innovation, zunehmender Variantenreichtum, Wettbewerbsfähigkeit, bessere Qualität, niedrigere Herstellkosten und schnelle Entwicklungszyklen. Gerade durch den steigenden Variantenreichtum sinken die Verkaufszahlen eines Autos pro Modell, was eine höhere Flexibilität bei der Entwicklung und kürzere Entwicklungszeiten fordert. Von *Klein* allgemeingültiger formuliert, „muss man heute die FEM-Anwendung als integralen Bestandteil einer CAE-Konzeption bzw. konstruktionsbegleitenden Berechnung begreifen“ [5], deren Wirtschaftlichkeit sich durch schnelle CAD Prozesse kennzeichnet. Als Hauptziel gilt es, frühzeitig Fehler in der Konstruktion zu erkennen und ein Fahrzeug noch vor dem ersten Prototyp zu optimieren.

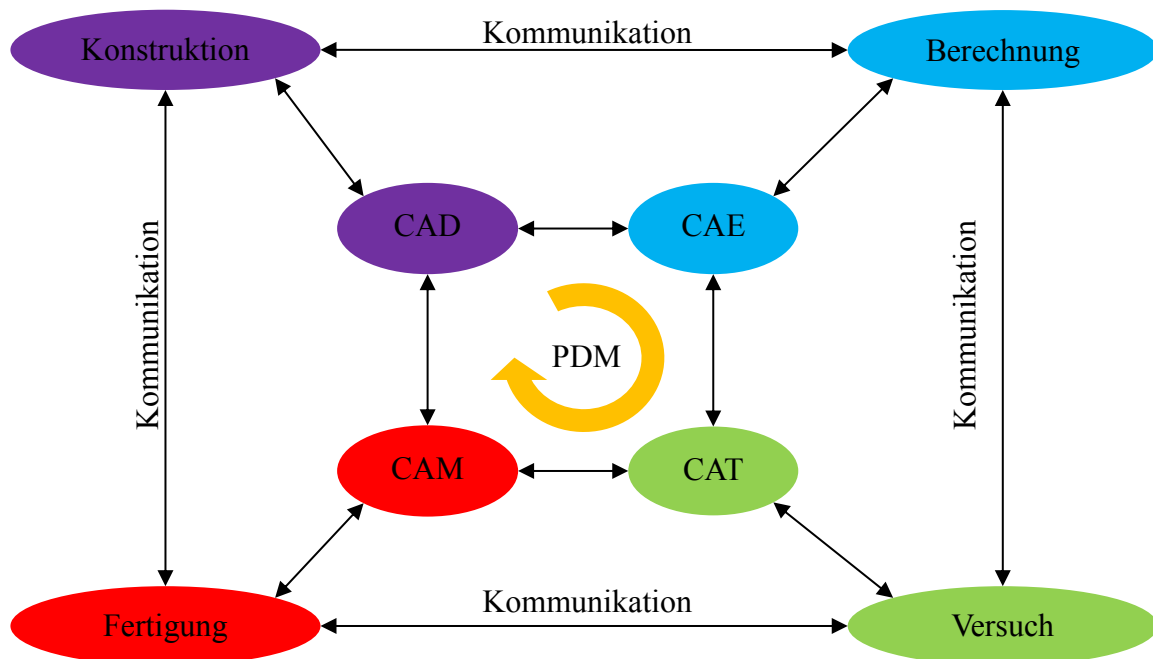


Abbildung 1.2: Kommunikation im CAx Umfeld [13]

Im Bereich der Fahrzeugsimulation gibt es eine Vielzahl verschiedener Disziplinen, die softwareseitig miteinander verkettet sind, um ein Kraftfahrzeug zu berechnen, wie in Abbildung 1.2 dargestellt. Da der gesamte Fahrzeugentwicklungsprozess in dieser Arbeit abgebildet werden soll, liegt in diesem Schaubild der Ursprung zur Anpassung für Faser-Kunststoff-Verbunde. Sprich, es wird ausgehend von diesem Schaubild eine Vorgehensweise innerhalb der CAx-Umgebung entwickelt, welche für die Thematik dieser Arbeit zugeschnitten ist.

Die Abkürzung „CA“ steht dabei für „Computer-Aided“, was übersetzt „computergestützt“ bedeutet. Der letzte Buchstabe steht dabei für den jeweiligen Bereich im Produktentwicklungsprozess, der rechnergestützt abgebildet werden soll. So wird im Bereich CAx unterschieden zwischen Computer-Aided Design (CAD), Computer-Aided Testing (CAT), Computer-Aided Manufacturing (CAM) und Computer-Aided Engineering (CAE), was sich im Idealfall als ein geschlossener Kreis mit Direktverbindungen zueinander darstellt. Bei der CAD handelt es sich um die rechnergestützte Konstruktion von Bauteilen, welche heute ausschließlich in 3D ausgeführt werden. Somit können Kollisionsuntersuchungen zwischen mehreren Bauteilen schnell durchgeführt und Daten für andere Disziplinen im erforderlichen Dateiformat exportiert werden. Das CAT behandelt die rechnergestützte Versuchsdurchführung, was der Messung und Auswertung von Material- sowie Bauteiltests entspricht. Sie begleitet den Entwicklungsprozess eines Bauteils in Form einer gesamtheitlichen Prüfkette, von der Materialauswahl bis zum Endprodukttest. Zusätzlich kann die CAT auch zur Kontrolle der Qualität unterschiedlicher Fertigungsprozesse, beispielsweise durch das Erzeugen von Röntgen-Aufnahmen im Computertomographen (CT), verwendet werden. Das CAM liefert die Programmierung, welche für die verschiedenen „Computerized Numerical Control“ (CNC) gesteuerten Fertigungsmaschinen benötigt werden. Einige moderne CAM Programme bieten sogar die Möglichkeit der Aufbereitung und Weitergabe dieser Daten an die CAE. Dabei wird der Begriff CAE häufig allein auf die Bedeutung der Berechnung beschränkt, obwohl es mehrere Bereiche einschließt. So werden im klassischen Stahlbau anhand von Erfahrungswerten simulativ mehrere Versuchsaufbauten bewertet, bevor einer dieser Aufbauten in Hardware umgesetzt wird. So lassen sich im Idealfall die Aussagekraft und die Qualität der Testergebnisse optimieren. Beispielsweise kann so nicht nur die Drapierbarkeit (Verformbarkeit) von Faserverbundbauteilen, sondern auch die Drapierbarkeit von Faserverbundwerkzeugen zu dessen Herstellung verbessert werden. Nicht selten werden zum Beispiel mithilfe der CAE vor Komponententests die bestmögliche Position und die Richtung ermittelt, um Dehnungsmessstreifen oder Beschleunigungssensoren zu applizieren. Die Methodik der CAx dient dem Ingenieur dabei als Werkzeug um komplexe mathematische und physikalische Zusammenhänge mit Hilfe einer grafischen Oberfläche darzustellen, jedoch mit der Vorgabe zumindest über ein Grundverständnis für alle Teilbereiche zu verfügen. In jedem Bereich gibt es spezielle Software für die jeweilige Anwendung und Anforderung, da ein Programm nicht alle Disziplinen abdecken kann. Gerade wenn der Datenaustausch zwischen unterschiedlichen Programmen von verschiedenen

Herstellern in den Prozess involviert ist, muss ein reibungsloser Datenaustausch gewährleistet werden.

Um nun frühzeitig im Entwicklungsprozess die Eignung von Strukturbauteilen auf eine Fertigung in Faserverbundbauweise und mit dem Ziel der Gewichtsminimierung hin zu überprüfen, muss dies so früh wie möglich in den Simulationsprozess eingepflegt werden. Dadurch lassen sich bereits vor den ersten Prototypen an einem virtuellen Fahrzeug, unter Verwendung der CAE-Methoden, verschieden konstruktive Änderungen und Bauteilvarianten untersuchen [5]. So werden Berechnungen an der Karosserie bereits durchgeführt, obwohl die Geometrieerstellung für das Gesamtfahrzeug noch in der Entwicklung steckt. Häufig werden Fahrzeugmodelle dann mit Gleichteilen, auch Carry-Over-Parts (COP) genannt, aufgefüllt, um ein vollständiges und lauffähiges Modell zu erhalten. Die Ergebnisse sind dann zwar nicht exakt, zeigen jedoch eine Tendenz auf, in welche sich das Bauteil entwickelt und ob die letzte Änderung einen positiven Einfluss hat. Genau aus diesem Grund ist es wichtig, so früh wie möglich Komponenten auf Ihre Faserverbundtauglichkeit und die damit einhergehenden Vorteile zu überprüfen. An dieser Stelle im Entwicklungsprozess kann die Weiche mit am kostengünstigsten gestellt werden hinsichtlich einer neuen Fertigungstechnologie. Da es im CAE-Umfeld viele Bereiche gibt, die den Entwicklungsprozess unterstützen und deren Prognosesicherheit in Bezug auf Steifigkeit und Festigkeit gegeben sind oder zumindest als Unterstützung der Entwicklung zählen [13], wird der Bereich der FEM, also die Berechnung und Simulation, für diese Arbeit gewählt.

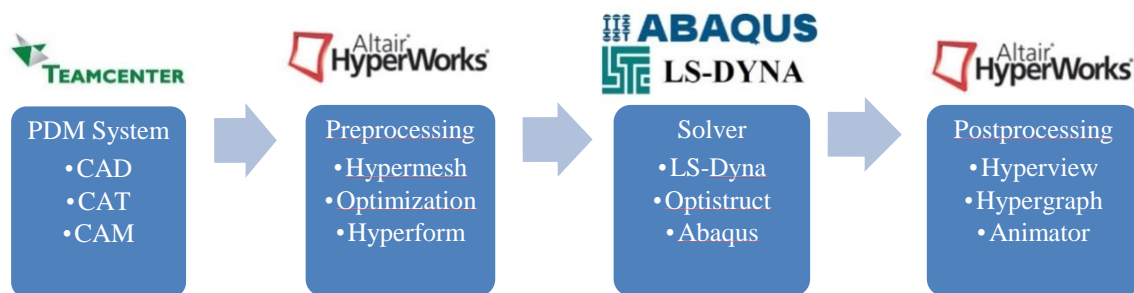


Abbildung 1.3: Übersicht der statischen CAE Simulationskette mit Fokus auf die FEM bei der Opel Automobile GmbH.

Die Abbildung 1.3 gibt einen Einblick über die CAE-Simulationskette, wie sie im Bereich der statischen Karosserieentwicklung für Stahlbauteile, in Abhängigkeit der jeweiligen Problemstellung, zum Einsatz kommt. Als CAD Software kommt von der Firma Siemens PLM Software das Konstruktionsprogramm NX inklusive einiger Erweiterungen zum Einsatz.

Mit dieser Software werden die Bauteile konstruiert und in einem Produktdatenmanagementsystem, kurz PDM, mit weiteren Informationen, wie zum Beispiel den dazugehörigen ermittelten Materialkennwerten, aus der CAT gespeichert. Die CAM legt in dieser Umgebung fest, mit welcher Methode die unterschiedlichen Bauteile miteinander verbunden werden. Das wohl am häufigsten in der Automobilindustrie verwendete PDM Programm heißt Teamcenter und bildet den Mittelpunkt der Produktentstehung. Hier werden alle Informationen, die für einen Modellaufbau benötigt werden, für den Berechnungsingenieur abgelegt. Dabei entstehen mit fortschreitendem Entwicklungsstand sogenannte „Digital Mock-Ups“, kurz DMU, beispielsweise eines Vollfahrzeugs mit allen Details. Anhand dieser Daten kann im CAE-Umfeld ein Modell aufgebaut und mittels FEM berechnet werden, um die Konstruktion zu beurteilen und auf mögliche Schwächen aufmerksam zu machen. Bauteile zur physikalischen Erprobung und Validierung der Simulation kommen erst viel später im Produktentstehungsprozess zum Einsatz [14].

Um ein FEM-Modell für eine Berechnung aufzubauen, werden im ersten Schritt die CAD Daten des Konstrukteurs aus dem PDM-System in das Präprozessor Programm eingeladen. „Durch die geometrischen Daten des Problems beschreiben wir den Raum, in welchem der betrachtete physikalische Prozess abläuft“ [...], was „bei der Festigkeitsuntersuchung das zu analysierende Bauteil“ darstellt [15]. In Abhängigkeit von den Seitenverhältnissen wird das Bauteil in eindimensionale (1D), zweidimensionale (2D) oder dreidimensionale (3D) Elemente überführt, je nachdem ob Dimensionen aufgrund ihrer Form vernachlässigt werden können. In der Regel werden Blechteile nur als 2D-Schalen-Modelle, also ohne Dickeninformation implementiert. Da es sich bei Faserverbundstrukturen in der Regel um flächige Strukturen handelt, wird von der vorhandenen Geometrie die Mittelfläche abgeleitet, auf der nun sogenannte 2D-Shell Elemente erzeugt werden. Dazu werden Knotenpunkte, die die Ecken der Shell Elemente darstellen, in einem gegebenen Abstand (Elementkantenlänge) auf die gesamte Fläche projiziert. Diesen Vorgang nennt man Diskretisierung oder auch Vernetzen. Einen Überblick über die unterschiedlichen 2D Finite-Element-Typen gibt Abbildung 1.4, in dem zu erkennen ist, dass je nach Typ zwischen den Eckknoten zur besseren Abbildung gekrümmter Kanten zusätzlich noch sogenannte Zwischenknoten definiert sein können. Da die Ergebnisqualität von Dreieckselementen nicht so gut ist wie die von Viereckselementen, sollten diese nur in Übergangsbereichen und nicht im Randbereich oder Kerben modelliert werden. Nach der Diskretisierung werden der aus 2D-Elementen erzeugten Fläche noch Materialeigenschaften und eine Bauteildicke zugewiesen, welche aus

dem PDM System entnommen werden können. Anschließend werden Freiheitsgrade (dt., engl. constraint) definiert, die z. B. Fest- und Loslager darstellen, um das Bauteil in Position zu halten. Im nächsten Schritt werden Kräfte oder Verschiebungen, die ebenfalls über die Knoten oder Elemente in das Bauteil wirken, definiert und zusammen mit den Constraints ergibt sich so ein definierter Lastfall, der berechnet werden kann. Im Präprozessor werden die Daten nun für den Solver (engl., dt. Löser) aufbereitet und im notwendigen Dateiformat exportiert. Solver sind mathematische Computerprogramme oder Gleichungslöser, die nach Verformung auflösen und in der Rückrechnung die Spannungen, Dehnungen sowie Reaktionskräfte ausweisen [5]. Hier unterscheidet man zwischen dem klassischen direkten Solver und dem iterativen. Stark vereinfacht und nicht für jeden Modell- und Analysetyp gültig kann man sagen: „Direkte Solver sind genauer, iterative Solver sind schneller“ [16]. Anders ausgedrückt werden implizite und explizite Solver mit unterschiedlichen Eigenschaften differenziert. Die dabei entstehenden Daten können durch den Postprozessor aufbereitet und grafisch dargestellt werden.

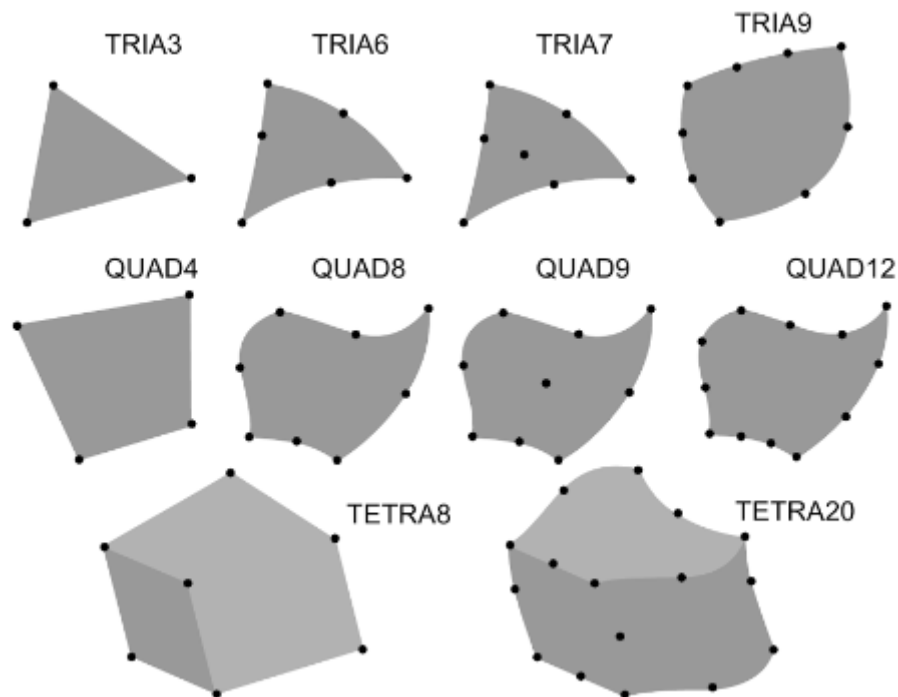


Abbildung 1.4: Finite-Element-Typen [13].

Allgemein gilt es zu beachten, dass nicht alle Bereiche in der Simulation die gleiche Güte bei der Prognose der Ergebnisse aufweisen. Während sich die Karosseriesteifigkeiten sehr gut berechnen lassen, ist die Berechnung der Betriebsfestigkeit noch nicht auf diesem Niveau angekommen und muss anhand von Tests überprüft werden. Außerdem laufen diese Prozesse nicht stringent nacheinander ab, sondern bilden eine sich ständig verändernde Umgebung bis

zum Produktionsbeginn. Die dargestellten Programme sollen nach Möglichkeit nahtlos ineinander übergreifen, wodurch ein fehlerfreier Datenaustausch und somit Arbeiten zwischen den Programmen gewährleistet sein sollte. Durch die enge Verknüpfung und die Komplexität dieses Prozesses ist es Ziel dieser Arbeit, ein Teilsystem der in Abbildung 1.3 dargestellten Simulationskette zu erarbeiten, jedoch ohne einen neuen Simulationszweig zu entwickeln, der parallel zur ursprünglichen Simulationskette verläuft.

1.3. Formate, Schnittstellen und Datenaustausch

Der reibungslose Austausch der Daten zwischen den einzelnen Programmen ist entscheidend bei der täglichen Anwendung der in der CAX Umgebung verwendeten Programme. Ausschlaggebend ist hier der Datenaustausch ohne Datenverlust in jede Richtung und die Vermeidung von mehrfach ausgeführter Ingenieurstätigkeit durch die wiederholte Eingabe von Daten. „Eine Schnittstelle ist ein System von Bedingungen, Regeln und Vereinbarungen, das den Informationsaustausch zweier (oder mehrerer) miteinander kommunizierender Systeme oder Systemkomponenten festlegt“ [17]. Somit stellt die Überführung der Daten in ein neues Dateiformat häufig eine Datenredundanz mit der möglichen Folge eines Datenverlusts dar [17]. Deshalb kann ein Speichern von Daten in einer Datenbank, beispielsweise für Materialien, diese Redundanz verringern. Ein weiterer wichtiger Punkt für eine infrage kommende Software ist außerdem dessen Schnittstellenausführung in Bezug auf ein neutrales Austauschformat und ein herstellerunabhängiges Datenformat. Da ein Programm nicht alle Dateiformate abdecken kann, muss auf die Bereitstellung der benötigten Formate geachtet werden, um sich nicht in eine Formatabhängigkeit eines Softwareherstellers zu begeben. Zwar können diese Schnittstellen, falls nicht direkt vom Hersteller angeboten, häufig programmiert und implementiert werden, jedoch sind diese Vorgehensweise und besonders deren Wartung häufig mit hohen Kosten verbunden. Besonders kritisch beim Wechseln zwischen den Formaten sind unterschiedliche Schriftarten, Bemaßungen und Schraffuren zu bewerten, weil es für deren Übertragung meist keine Normen gibt. Aus diesem Grund werden neue Programme und einzelne Updates akribisch mittels Testprozeduren intern geprüft, bevor sie für den Anwender innerhalb der Firma freigegeben werden.

In diesem Kapitel geht es nicht um das Dateiformat der miteinander verbundenen Programme, sondern um die für die Folgesoftware bereitgestellten oder auch nur durchgeführten Inhalte. Hinterlegt man bereits Materialparameter im Fertigungstool, muss sichergestellt sein, dass diese bis zum Präprozessor uneingeschränkt und im richtigen

Dateiformat hinterlegt bleiben. Gerade die Weitergabe aller Informationen zum Präprozessor ist ausschlaggebend, da 50 % des geschätzten Mannzeitaufwands zur Modellgenerierung und -Berechnung auf diesen Bereich entfallen [5]. Außerdem muss darauf geachtet werden, dass jedes Tool das gleiche Einheitensystem verwendet und alle Informationen, wie Faserorientierung und Bauteildicke ohne Fehler weitergegeben werden. Hier kommt es bei der Modellierung von Faserverbundbauteilen häufig zu Fehlern, da unterschiedliche Faserhalbzeuge, abhängig vom Modell, unterschiedlich exportiert werden müssen. Besonders im Fall von Updates eines einzelnen Tools in der gesamten Kette müssen alle Schnittstellen erneut auf ihre Funktion hin getestet werden, da sich Schnittstellenprobleme nicht zwangsweise auf das direkt folgende Programm auswirken, sondern Zwischenprogramme übersprungen werden können. In vielen Fällen sind Programme in sich nicht abwärts kompatibel, was ein nachträgliches Überprüfen oder Bearbeiten bestehender Daten verhindert und zu einem erneuten Aufbau von Modellen führen kann. In seltenen Fällen werden bei Programmupdates benötigte Features entfernt, oder beispielsweise die Algorithmen von Solvern angepasst, wodurch die Angabe des Versionsstandes von großer Bedeutung ist. So ist es nicht selten, dass in Firmen einige Programmversionen übersprungen werden, um den Validierungsaufwand zwischen den Versionen zu minimieren. Weitere Fehlerquellen liegen hier bei den unterschiedlichen Koordinatensystemen, die von Programm zu Programm anders definiert sein können.

Die von einigen Tools bereitgestellten Import- oder Exportfunktionen dienen der Vereinfachung der Weitergabe von Daten durch eine Formatanpassung für die gewählte Software. Häufig gibt es mehrere Wege, um von der Bauteilkonstruktion zum fertig ausgelegten Produkt zu gelangen. Während der Datenaustausch von verschiedenen Produkten einer Firma meistens reibungslos verläuft, treten Komplikationen durch die eingeschränkte Kommunikation der konkurrierenden Unternehmen erst mit der Weitergabe an ein externes Produkt auf. Aus diesem Grund wird versucht, möglichst viele Disziplinen der Simulationskette innerhalb eines Anbieters zu durchlaufen, bevor man ein zusätzliches Programm in die Kette einpflegt. Abbildung 1.5 ist angelehnt an Abbildung 1.3, jedoch

werden hier nicht die CAE Programme, sondern deren gängige Dateiformate abgebildet.

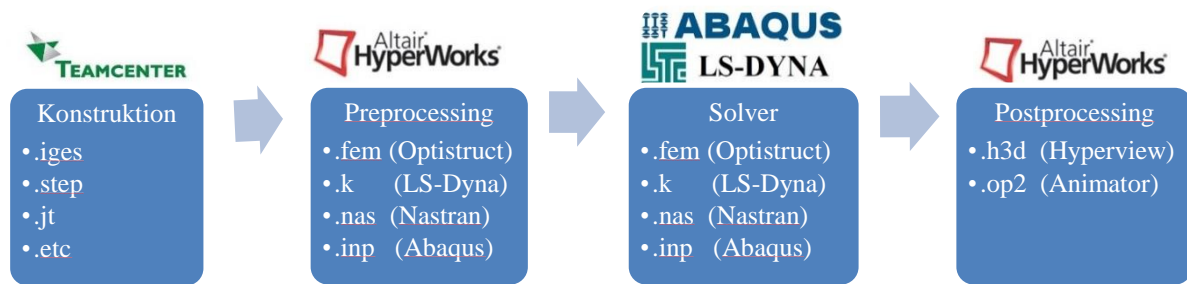


Abbildung 1.5: Übersicht der verwendeten CAE-Programme und deren gängiges Dateiformat.

Während IGES (Initial Graphics Exchange Specification) und STEP (Standard for the Exchange of Product model data) systemneutrale Dateiformate darstellen und nahezu von jedem Konstruktionsprogramm verarbeitet werden können, gibt es programmintern noch die nativen Dateiformate. Diese nativen Dateienformate, wie zum Beispiel JT (Jupiter Tessellation von Siemens) oder CATIA (von Dassault Systemes), beinhalten häufig zusätzliche Informationen, die auf die programminterne Verarbeitung der Daten zugeschnitten sind. Diese Informationen würden bei einem Export verloren gehen. Deshalb empfiehlt es sich, falls möglich, beim Austausch von Daten diese im nativen Dateiformat weiterzugeben. Beim Vorbereiten der Modelle vor der Berechnung im Präprozessor wird in der Umgebung des Solvers gearbeitet, um direkt der notwendigen Formulierung gerecht zu werden. So müssen Knoten, Elemente, Kräfte, Material-, Kontaktformulierungen usw. für Nastran/Optistruct nach Vorgaben des verwendeten Solvers im sogenannten FEM Inputdeck formuliert sein, um von diesen richtig interpretiert und berechnet werden zu können. Da Solver einer ständigen Weiterentwicklung unterliegen und sich mit jeder neuen Version der Funktionsumfang entweder vergrößert oder interne Prozesse verbessert werden, können leichte Abweichungen zwischen den Versionen bei der Berechnung entstehen. Deshalb sollte, wie bereits erwähnt, die verwendete Versionsnummer dokumentiert werden. Häufig werden Modelle nicht zeitintensiv über die grafische Oberfläche des Präprozessor Programms bearbeitet, sondern direkt im Quelltext über sogenannte Decks koordiniert. Die große Datenmenge ganzer Fahrzeuge lässt sich durch diese Vorgehensweise wesentlich effizienter bearbeiten und ganze Arbeitsschritte anhand von programmierten Skripten automatisieren. So werden beispielsweise bei vielen Automobilherstellern ganze Fahrzeuge über das Einbeziehen von mehreren sogenannter „Include“-Dateien (dt. zu inkludierende Dateien) zusammengesetzt. Im Gegensatz zu monolithischen Modellen, in denen das Fahrzeug aus

einer großen Datei besteht, können je nach Unterteilung der Include-Struktur diese getauscht werden, um effizient diverse Untersuchungen mit unterschiedlichen Varianten durchzuführen. Zusätzlich können sogenannte „Header“ (dt. Kopfzeilen) für definierte Lastfälle gleichbleibend verwendet werden und lediglich um die Fahrzeug-Include-Dateien ergänzt werden. Im Inputdeck muss vor der Berechnung definiert werden, welche Informationen als Ergebnis, zum Beispiel Spannungen oder Verschiebungen, vom Solver in der Ausgabedatei geliefert werden sollen und in welchem Dateiformat dieses geschehen soll. Die Übersicht in Abbildung 1.5 zeigt als mögliche Formate das H3D und das OP2 Format an. Während eine OP2 (kurz für OUTPUT2) Datei eine binäre Nastran/Optistruct Ergebnisdatei darstellt, ist eine H3D Datei eine native Altair Datei. Folglich steht bereits vor der Berechnung fest, für welches Postprozessor Programm die Ergebnisdaten aufbereitet werden sollen. Verfügt man über genügend Speicherplatz, ist ein Erzeugen der Ergebnisse für mehrere Programme jedoch problemlos möglich.

1.4. Material und Herstellungsverfahren

Bei der Wahl der richtigen Materialkombination für Bauteile aus einem faserverstärkten Verbundwerkstoff kommt es nicht nur auf die reinen mechanischen Eigenschaften der Faser an, sondern ist von vielen weiteren Faktoren abhängig. So übernehmen beide Komponenten, Faser und Matrix, unterschiedliche Aufgaben im Verbund, die die Eigenschaften des Bauteils definieren. Die Faser bestimmt weitestgehend die mechanischen Eigenschaften wie die Steifigkeit, die Festigkeit, das Impactverhalten und die Materialermüdung. Der Matrixwerkstoff ist in erster Linie formgebend, dient dem Zusammenhalt innerhalb des Bauteils, nimmt Schub- und Druckkräfte auf und schützt vor äußeren chemischen Einflüssen. Bei der Auswahl der Komponenten muss zusätzlich das spätere Bauteilgewicht dem höheren Bauteilpreis unter Berücksichtigung der Herstellbarkeit gegenübergestellt werden. Wie hoch die Gewichtsreduzierung gegenüber einem isotropen Material ausfällt, ist abhängig vom Ausnutzungsgrad der spezifischen Steifigkeit und Festigkeit. Je anisotroper die Belastung im Bauteil auftritt, desto größer ist der Gewichtsvorteil gegenüber traditionell isotropen Materialien. Wo die Vorteile von anisotropen gegenüber isotropen Materialien liegen, hat Ehinger [18] in einer Vor- und Nachteilaufzählung zusammengetragen:

Vorteile:

- Weitgehend elastisches Verformungsverhalten
- Hohe Festigkeit und Steifigkeit, welche an Belastungsrichtung und -art angepasst werden kann
- Hohes Leichtbaupotenzial bei geringer Dichte
- Hochintegrative Gestaltungsmöglichkeiten durch komplexe Formgebung (Integralbauweise)
- Kombinationsmöglichkeiten bei der Auswahl von Matrix und Faser
- Hohe Alterungs- und Korrosionsbeständigkeit
- Hohes Energieabsorptionsvermögen

Nachteile:

- Variantenvielfalt bei der Zusammensetzung, keine Standardisierung
- Komplexes Material- und Versagensverhalten
- Erkennung und Reparatur lokaler Schädigungen schwerer als z. B. bei Aluminium
- Teilweise hohe Rohstoffpreise (z. B. für Kohlenstofffasern)
- Aufwendige Fertigungsprozesse mit großteils geringem Automatisierungsgrad
- Kaum Recyclingtechnologien vorhanden

Durch die hohe Vielzahl von verschiedenen Fasertypen und Matrices ist eine genaue Definition dieser Eigenschaften im Vorfeld entscheidend. Der gängige Fasertyp, der in der Automobilindustrie als endlosfaserverstärkter Verbundwerkstoff zum Einsatz kommt, ist hauptsächlich Glasfaser. Bei der Wahl des passenden Matrixwerkstoffs kommen polymere Werkstoffe meistens in Form von Duroplasten wegen der guten mechanischen Eigenschaften und Thermoplasten wegen der schnellen Zykluszeiten seitens der Fertigung zum Einsatz. Für kleinere spezielle Bereiche im Fahrzeug, an denen beispielsweise eine hohe Energieaufnahme erforderlich ist, kommen auch andere Fasertypen wie Kohlenstofffasern zum Einsatz. Wie bereits von *Flemming et al.* [19] beschrieben, sollten „Kohlenstofffasern nur in denjenigen Strukturen oder Strukturbereichen eingesetzt werden, in denen ihr Leistungspotenzial benötigt wird und ausgeschöpft werden kann (Materialmengenminimierung)“. Da dieser Fasertyp bereits in vorangegangenen Projekten in Form von Tanks für die Wasserstoffspeicherung näher betrachtet wurde, sollen diese Erkenntnisse nun für dünnwandige Karosseriestrukturen adaptiert, ausgebaut und in eine Methodik überführt werden. Ein weiterer Aspekt, welcher für den Einsatz dieses Materials spricht, ist die Tatsache, dass der Kunde bei Fahrzeugen mit

Bauteilen aus diesem Werkstoff immer Sportlichkeit und höchste Baukunst assoziiert. So kommt zusätzlich zur Gewichtsreduzierung und Verbesserung der Performance dieser Strukturen noch die Möglichkeit der besseren Vermarktung. Doch wie werden Kohlenstofffasern hergestellt und bis zum fertigen Bauteil weiterverarbeitet?

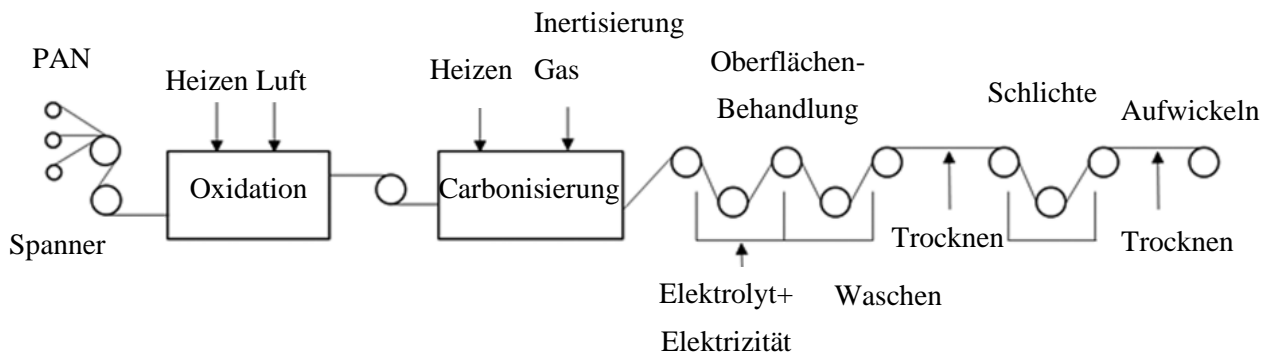


Abbildung 1.6: Schematische Darstellung einer Fertigung von Kohlenstofffasern aus Polyacrylnitril (PAN).

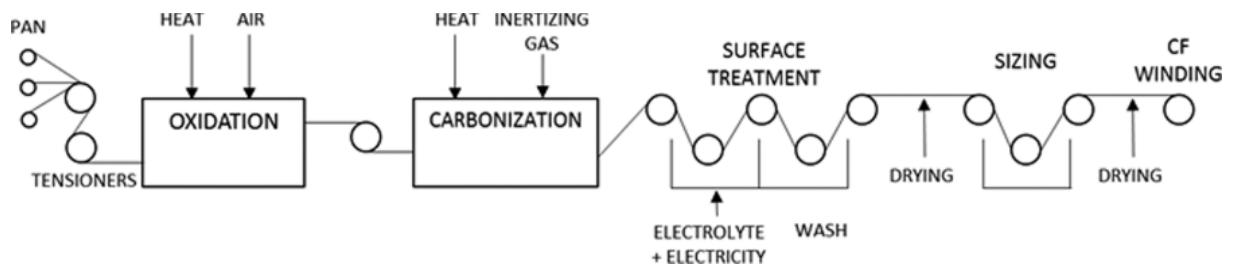


Abbildung 1.6 zeigt schematisch den Fertigungsprozess einer Kohlenstofffaser aus dem Ausgangsmaterial Polyacrylnitril (PAN), auch Precursor genannt. Als weiteres Ausgangsmaterial stehen noch Cellulose und Pech mit unterschiedlichen Grundeigenschaften zur Verfügung, jedoch ist PAN wegen der hohen Zugfestigkeit und der günstigen Fertigungstechnologie der am häufigsten verwendete Grundwerkstoff für Kohlenstofffasern.

So findet unter Zugabe von Temperatur und Luft an der PAN-Faser eine oxidative thermische Vernetzung, Ringbildung und Verstreckung zur Orientierung der atomaren Struktur als Vorbehandlung statt. Dieser Prozessschritt der Stabilisierungsreaktion, welcher bei einer durchschnittlichen Temperatur von 200 – 300 °C abläuft, beinhaltet die „Cyclisierung der Nitrilgruppe und die Dehydrierung der C/C-Kette durch (Luft) Sauerstoff“ [20]. „Je nach Wahl der Endbehandlungstemperatur im Prozessschritt Karbonisierung/Graphitisierung werden die Festigkeitsklassen der Kohlenstofffasern eingestellt“ [21]. Die Temperaturbereiche gehen dabei anfangen bei einer Hochfesten Faser

(HT) mit 1200 bis 1400 °C bis zur Zwischenmodulfaser (IM) mit 1700 °C über eine Hochmodulfaser (HM) mit 2200 °C hinaus, bis zu einer Ultrahochmodulfaser (UHM) mit ungefähr 3000 °C. In einem letzten Schritt wird die fertige Faser zum Schutz bei der Weiterverarbeitung und zur besseren Haftung an das Harzsystem mit einer Schlichte, auch Sizing genannt, imprägniert [22]. Die dadurch entstehende Grenzschicht „unterstützt die Benetzung und die Haftung der Matrix an der Faser“ [23]. Da die Kohlenstofffilamente nach der Herstellung nur eine durchschnittliche Faserdicke von 5-9 µm aufweisen, werden diese zu einem Multifilamentgarn, auch Roving genannt, gebündelt, wobei auch Heavytows mit bis zu 100.000 Einzelfilamenten erworben werden können. Diese Faserbündel können entweder zu Halbzeugen weiterverarbeitet oder direkt im Wickelverfahren unter Verwendung eines Harzbades zur Imprägnierung der Faser verarbeitet werden. Da es sich bei der zu untersuchenden Struktur um ein dünnwandiges und flächiges Bauteil handelt, werden diese Rovings unter dem Einsatz von Webmaschinen zu textilen Halbzeugen weiterverarbeitet. Bei der Weiterverarbeitung wird zwischen unterschiedlichen Bindungen mit unterschiedlichen Eigenschaften, wie in Abbildung 1.7 gezeigt, unterschieden.

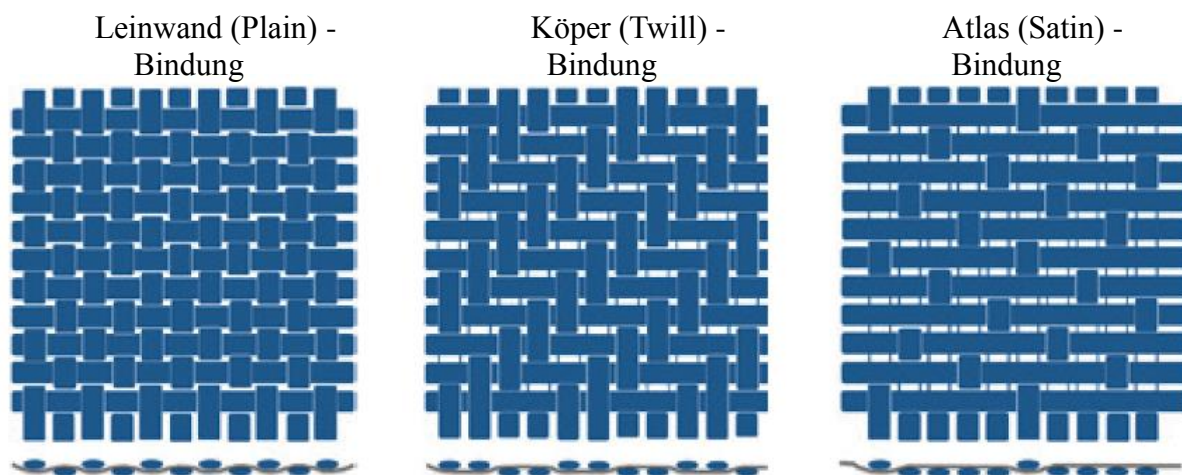


Abbildung 1.7: Schematische Darstellung verschiedener Webstile [24].

Geprägt durch den Webstil ergeben sich unterschiedliche Einflüsse auf die Weiterverarbeitung des Textils, ebenso wie auf die mechanischen Eigenschaften des späteren Bauteils [24]. Vereinfacht kann man sagen, dass die Drapierbarkeit mit der Anzahl und dem Abstand der Verkreuzungen von Kett- und Schussrichtung zunimmt. Bezogen auf Abbildung 1.7 nimmt die Verformbarkeit des Textils von der Leinwand- über die Köper- zur Atlasbindung zu. Gleiches gilt für die Steifigkeit des späteren Laminats, welches durch den höher werdenden geraden Fadenanteil, auch Faserondulation oder Welligkeit genannt, und die

damit einhergehende Reduzierung der Anzahl der Knotenpunkte, steigt. Allerdings sinken dadurch die Schiebefestigkeit und die Handhabbarkeit des Halbzeugs [25]. Die in dieser Arbeit entwickelte Vorgehensweise soll nach Möglichkeit, unabhängig von der Bindungsart und dem Flächengewicht, eine Allgemeingültigkeit besitzen und beispielsweise auch die Entwicklung von Sicht-Kohlefaserbauteilen mit sogenannten Class-A Oberflächen unterstützen. Dabei handelt es sich um eine Klassifizierung von Oberflächen zwischen A bis C zur Beschreibung dessen Verwendungszwecks die hauptsächlich im Automobilbau verwendet wird. Eine weitere Möglichkeit der Weiterverarbeitung von Faserbündeln ist die Herstellung von Multiaxialgelege (MAG), im englischen auch „noncrimped fabric“, genannt. Dazu werden die Bündel in Längsrichtung nebeneinander platziert, zu mehreren Lagen mit unterschiedlichen Faserorientierungen übereinandergestapelt und anschließend mit einem Klebevlies oder Wirkfäden fixiert. Dadurch entsteht eine hohe Steifigkeit im Laminat und es lassen sich mehrere Lagen gleichzeitig drapieren. Des Weiteren nutzt das Gelege seine Vorteile bei einachsigen Belastungszuständen bedingt durch seine gerichteten Fasern ideal aus, sofern diese belastungsgerecht in das Bauteil eingebracht wurden.

Der zweite Bestandteil eines Faserverbundbauteils ist das faselumgebende Matrixsystem. Die Matrix übernimmt durch Verkleben die Übertragung der Last auf die Faser und von Faser zu Faser und leitet Kräfte von einer Schicht zur anderen. Sie stützt die Fasern bei Druckbeanspruchung in Faserlängsrichtung gegen Schubknicken, dient als Lastüberleitung und als Rissstopper bei gerissenen Faserbündeln und übernimmt mechanische Lasten quer zur Faserrichtung bei Schubbeanspruchung. Zusätzlich hält die Matrix die scheuerempfindlichen Fasern auf Abstand und schützt diese vor Umgebungseinflüssen [23] [26]. Besonders entscheidend bei der Auswahl der Faser-Matrix-Kombination ist eine hohe Adhäsionskraft zwischen den beiden Komponenten, „um das Herausziehen der Faser aus der Matrix (engl. Fibre pull out) zu minimieren. Tatsächlich ist die Bindungsstärke ein wichtiges Kriterium bei dieser Auswahl [...], um eine maximale Festigkeit des Verbundwerkstoffs“ zu erzielen [27]. Um die oben genannten Matriceigenschaften bestmöglich auf die der Faser abzustimmen, sollten ferner die:

- mechanischen, konstruktiven, thermischen, elektrischen, ökologischen und brandtechnischen Eigenschaften sowie die
- vorgesehenen Fertigungsverfahren (Autoklavprozess, Pressen, Handlaminieren, Pultrusion, Wickeln, usw.)

berücksichtigt werden [23] [1].

Matrixwerkstoffe lassen sich wie in Abbildung 1.8 dargestellt in drei große Gruppen einteilen, in Duromere, Elastomere und Thermoplaste.

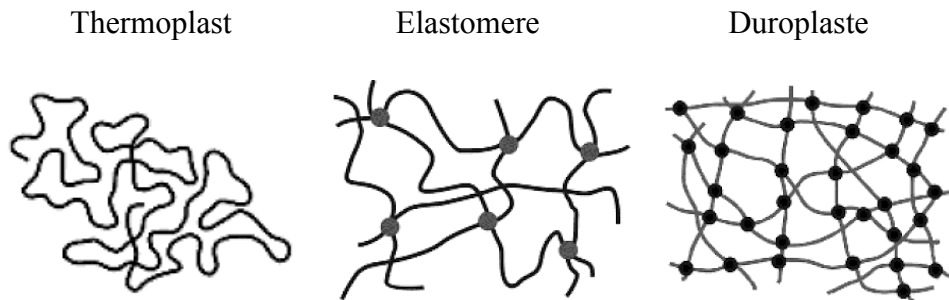


Abbildung 1.8: Strukturschema verschiedener Kunststoffgruppen [28].

Diese bestehen aus langen Kettenmolekülen, deren Ordnungsstruktur von der jeweiligen Kunststoffart abhängt. Während bei Thermoplasten zwischen amorphen, also ungeordneten Ketten, und teilkristallin, teilweise parallel ausgerichtete Ketten, unterschieden wird, entstehen bei Elastomeren und duroplastischen Kunststoffen eher kurze Molekülketten mit Querverbindungen. Durch diese Eigenschaft entsteht bei den beiden zuletzt genannten Gruppen ein Raumnetzwerk, welches sehr fest ist und eine hohe Dehnung ermöglicht sowie durch die Tatsache, dass es nicht schmelzbar oder lösbar ist, da es irreversibel aushärtet [29]. Da Duroplaste engermaschiger vernetzt sind als Elastomere Kunststoffe, weisen sie eine höhere Zugfestigkeit sowie höhere Steifigkeit auf und sind formstabiler bei Belastungen über einen längeren Zeitraum und bei erhöhter Temperatur. Da in dieser Arbeit ein hochfestes Strukturbauteil ausgelegt, berechnet und validiert werden soll, ist eine duroplastische Matrix das Material der Wahl. Das duroplastische Matrixmaterial wird bei neueren Verfahren als hochviskose nicht vernetzte Schmelze bei höheren Temperaturen auf eine Trägerfolie aufgerakelt und anschließend durch beheizte Walzen ins Gewebe gedrückt [3].

Wie bereits weiter oben erwähnt, können Faserverbundbauteile auf unterschiedliche Art und Weise zu einem Bauteil konsolidiert werden. Obwohl der Fokus in dieser Arbeit auf Fertigungsverfahren mit duroplastischer Matrix gelegt wird, ist eine Klassifizierung und Ordnung der bereits etablierten und verfügbaren Techniken recht schwierig. „Eine Zuordnung von Merkmalen wie Druck, Temperatur, Harzsystem, Nassimprägnierung, Materialdurchsatz, Stückzahlen etc. sind im Ansatz erkennbar“ [30] und könnte bei der Wahl des richtigen

Fertigungsverfahren helfen. Ein Großteil der Bauteile, die auf Basis duromerer Harzsysteme basieren, wird in sogenannten Nassverfahren gefertigt. Die gängigsten Verfahren sind in Abbildung 1.9 dargestellt.

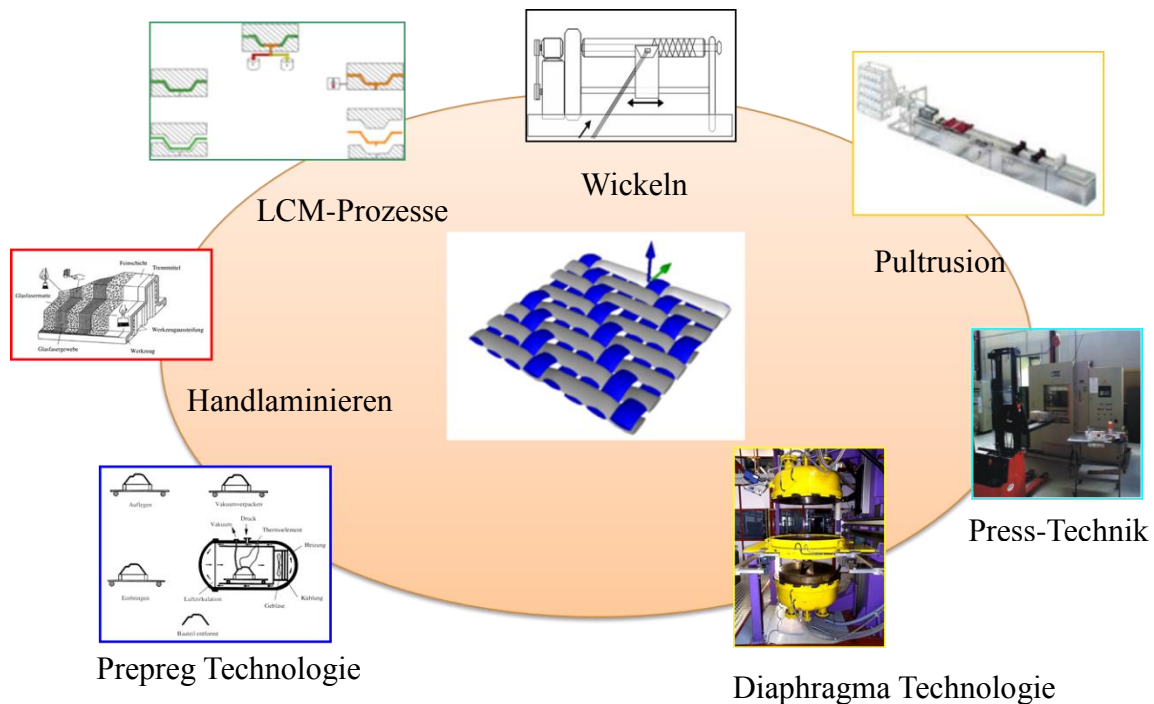


Abbildung 1.9: Überblick der verschiedenen Herstellungsverfahren [31].

Prepregs sind textile Faser-Matrix-Halbzeuge, die maschinell mit Reaktionsharz vorimprägniert wurden und können bei richtiger Lagerung noch nach einigen Monaten ohne Eigenschaftsverluste zu Probekörpern oder Bauteilen weiterverarbeitet werden. Aus diesem Grund wurde dieses Fertigungsverfahren für die Arbeit gewählt. Abbildung 1.10 zeigt schematisch den Herstellungsprozess von Prepregs mit duroplastischer Matrix, deren Vernetzungsreaktion unter tiefen Temperaturen verzögert abläuft. Hierdurch beträgt die Haltbarkeit des Materials bei geeigneter Lagerung z. Teil über 12 Monate. Bei der Herstellung wird das textile Endlosfaser-Halbzeug durch eine Maschine gezogen während zeitgleich eine Trägerfolie, die bereits mit Harz benetzt ist, zusammen mit einer Abdeckschutzfolie an das Halbzeug angepresst wird. Das im Vorfeld erwärmte Harzsystem wird nach dem Walken heruntergekühlt, an den Rändern sauber beschnitten und auf Rollen aufgewickelt. Aufgrund dieses Prozesses liegt der große Vorteil von Prepregs in der kontrollierten und reproduzierbaren Herstellung, was eine gleichbleibende Bauteilqualität mit hohen Festigkeitswerten und guter Faserausrichtung zur Folge hat [18]. Allerdings müssen viele

Prepregs „aufgrund ihrer inneren Architektur „bei der Weiterverarbeitung“ unter erhöhtem Druck ausgehärtet werden, um porenfreie Bauteile zu erhalten und die Eigenschaften des Materials optimal nutzen zu können“ [24]. Hier kommt das Autoklavverfahren zum Einsatz, welches hauptsächlich bei der Herstellung komplexer Bauteile mit höchsten Anforderungen, wie sie in der Luft- und Raumfahrt sowie im Rennsport benötigt werden, zum Einsatz [32].

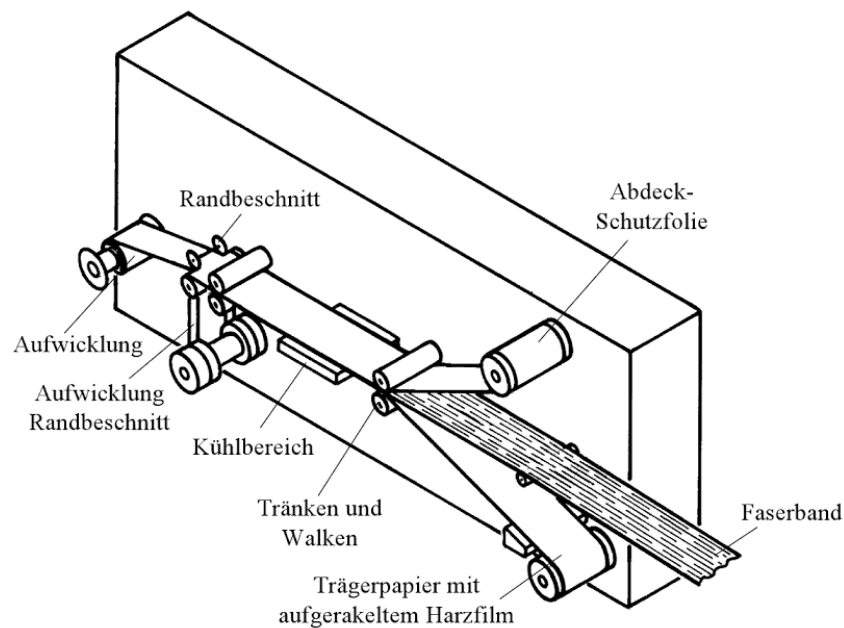


Abbildung 1.10: Prinzipskizze einer Anlage zur Herstellung von duroplastischen Prepregs [26].

Diese Aspekte sind besonders wichtig, da der Herstellungsprozess von Bauteilen unter Nutzung der Prepregs einen großen Einfluss auf die Bauteileigenschaften hat und man bei der Validierung von Simulationsergebnissen generell auf eine geringe Streuung und eine hohe Reproduzierbarkeit der Versuchsergebnisse angewiesen ist.

Immer häufiger rückt auch die Frage nach der Recyclbarkeit und Nachhaltigkeit in den Vordergrund der Eigenschaften, gerade durch den Einzug von solchen Bauteilen in den Großserien- und Volumenmarkt. Dadurch wird die Verwendung eines Thermoplastmaterials als Matrix immer gefragter, siehe weiterführend Kapitel 7.3.

1.5. Fokus und Aufbau der Dissertation

Folgend aus der Einleitung und dem dadurch entstehenden Überblick wird, wie in Abbildung 1.11 dargestellt, eine systematische Vorgehensweise mit Forschungsschwerpunkten entwickelt. Dabei stehen nicht nur die Arbeitsgebiete horizontal,

also innerhalb eines Entwicklungsblocks, miteinander in Verbindung und beeinflussen sich gegenseitig, sondern bleiben darüber hinaus bei vertiefender und fortschreitender Arbeit in vertikaler Richtung miteinander verknüpft. In welcher Form die Disziplinen miteinander interagieren, soll in dieser Arbeit näher betrachtet und aufgezeigt werden.

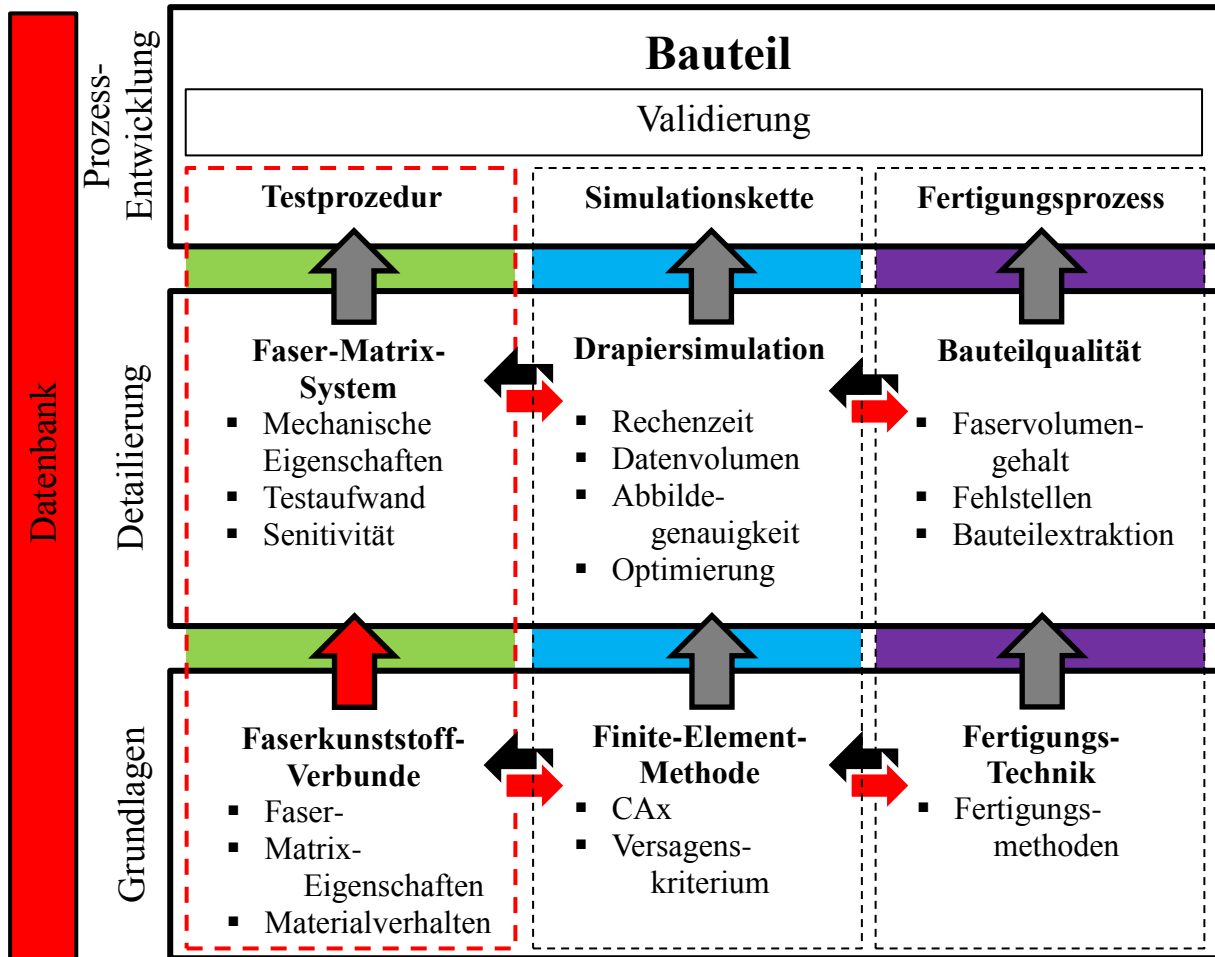


Abbildung 1.11: Übersicht der Arbeitsschwerpunkte dieser Thesis.

Auf den untersten Block „Grundlagen“ wurde bereits im ersten Kapitel näher eingegangen und wird ausgiebiger im nächsten Block „Detailierung“ betrachtet. Hier werden die Grundlagen aufgespalten und in Bereiche, in denen eine Verfeinerung der Betrachtung für die hier untersuchte Systematik von Bedeutung ist, aufgeschlüsselt. Aus den sich ergebenden Zusammenhängen entsteht somit ein Entwicklungsprozess für Faserverbundbauteile. Schlussendlich soll damit der Faserausnutzungsgrad maximiert werden. Das folgende Kapitel 2 beschäftigt sich mit der vertikal im Schaubild dargestellten Entwicklung einer Simulationskette und deren Interaktion mit den benachbarten Disziplinen. Kapitel 3 betrachtet in gleicher Weise die Entwicklung einer Testprozedur, gefolgt von der Untersuchung des Fertigungsprozesses in Kapitel 4. Den Abschluss bildet die Validierung der erarbeiteten

Prozesse anhand von Bauteiltests, welche in Kapitel 5 und 6 beschrieben werden. Das Thema Datenbanken hat eine parallel zum Entwicklungsprozess laufende eigenständige Rolle und wird deshalb in einem separaten Block angegeben.

Ergänzend gibt Abbildung 1.12 einen Überblick über den Detaillierungsgrad, der in der Luft- und Raumfahrt angewendet wird, um eine Komponente komplett zu entwickeln. Dabei steigt bei der klassischen Bauteilentwicklung die Komplexität, angefangen auf der Probekörperebene bis zur fertigen Komponente. Gerade bei der Einführung neuer Prozesse und Materialien ist dies eine etablierte Vorgehensweise, da die Simulation Schritt für Schritt an die Gegebenheiten angepasst und zeitgleich die Sensitivität untersucht werden kann. In diesem Schaubild ist außerdem sehr gut zu erkennen, dass die Kennwertermittlung die Grundlage bei der Entwicklung von Faserverbundbauteilen darstellt, bei der kleine Abweichungen in einer Detaillierungsstufe sich nachteilig auf alle folgenden auswirken können. So gibt dieses Schaubild einen guten Überblick, wie an die Entwicklung einer methodischen Vorgehensweise herangegangen werden sollte.

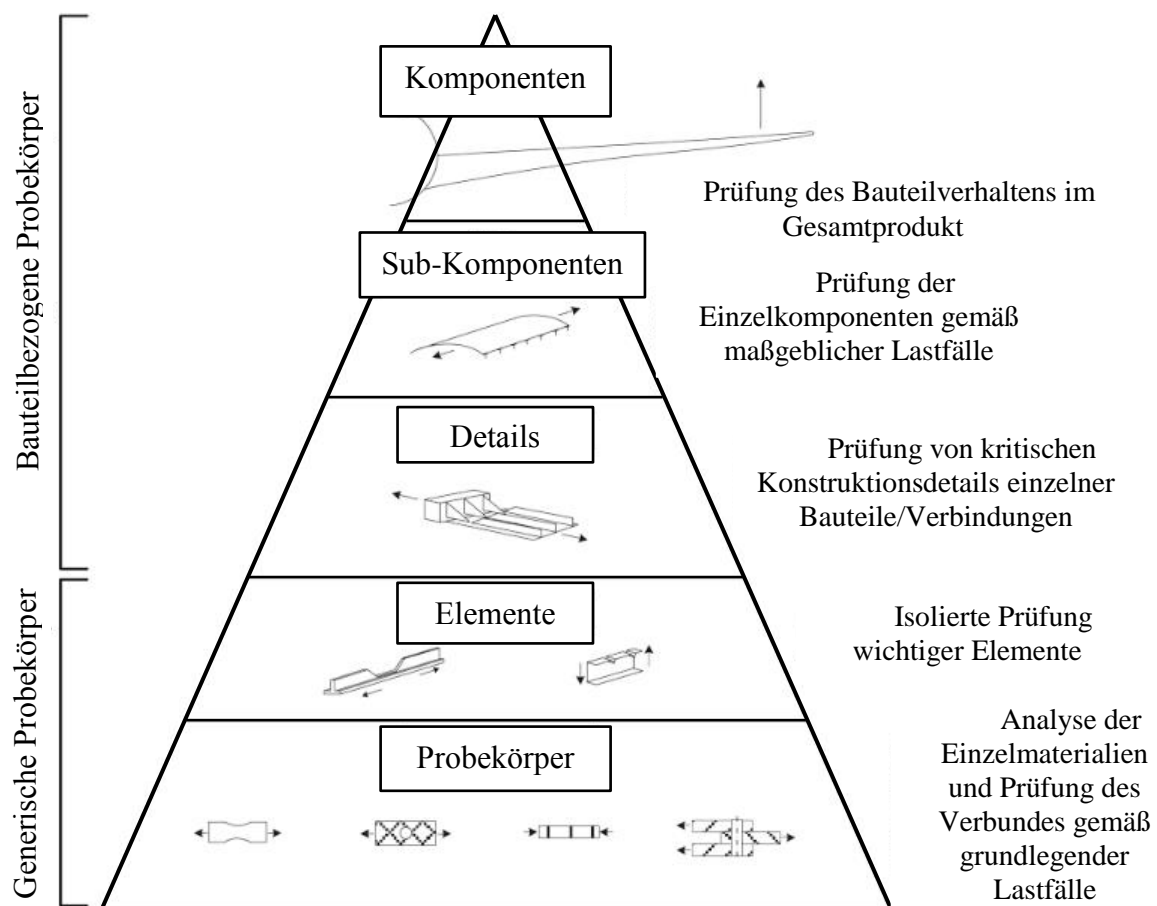


Abbildung 1.12: Testpyramide zur kontinuierlichen Eignungsprüfung eines Verbundmaterials [33]

Bezogen auf die Testpyramide wird in Kapitel 3 die erste Stufe, die der generischen Probenkörper, näher betrachtet. Somit stellt die in Abbildung 1.12 dargestellte Pyramide einen Bereich der vertikal dargestellten Testprozedur aus Abbildung 1.11 dar, welcher um die Disziplinen Simulationskette und Fertigungsprozess erweitert wird.

2. Einfluss von Verbundwerkstoffen und Fertigungsmethoden auf die CAE

Die Drapiersimulation von faserverstärkten Materialien hat in den letzten Jahren einen technologischen Sprung gemacht. So hat sich nicht nur die Güte der Simulationen verbessert, sondern auch die Anzahl an Firmen, die sich mit diesem Thema befassen. Nahezu jeder Softwareanbieter im FEM-Bereich bietet eine Drapiersimulation innerhalb seiner Softwareumgebung an, wenn auch teilweise stark vereinfacht, was zeigt, dass auch dort der Trend erkannt wurde und nun verstärkt daran entwickelt wird. Der Faserverbundbereich wurde so in den letzten Jahren zu einem festen Bestandteil der CAE und verschmilzt weiter mit den Programmen aus dem Tagesgeschäft, auf welche näher im folgenden Kapitel eingegangen wird und die schematisch in Abbildung 2.1 dargestellt sind. Während man vor einigen Jahren noch die Faserorientierung händisch jedem Element zuweisen musste, gibt es heute bereits intelligente 3D CAT Kamerasysteme, die die Faserorientierung auf drapierten Oberflächen erkennen und an die CAE weitergeben. Dass der Einfluss einer Fertigungsmethode in der Simulation eine wichtige Rolle einnimmt und beim Modellaufbau berücksichtigt werden muss, kennt man zum Beispiel beim konventionellen Stahlbau von hochfesten Stählen, welche häufig eine fertigungsbedingte Vorzugrichtung aufweisen. Diese Verbindung der beiden Disziplinen Simulation und Fertigung, die im folgenden Bild auf horizontaler Ebene aufgezeigt wird, ist für den Bereich der Faserverbunde von großer Bedeutung. Ähnlich wie im Stahlbau ist diese Vorgehensweise bei den Faserverbundwerkstoffen ebenfalls stark materialabhängig und unterliegt der genauen Prüfung.

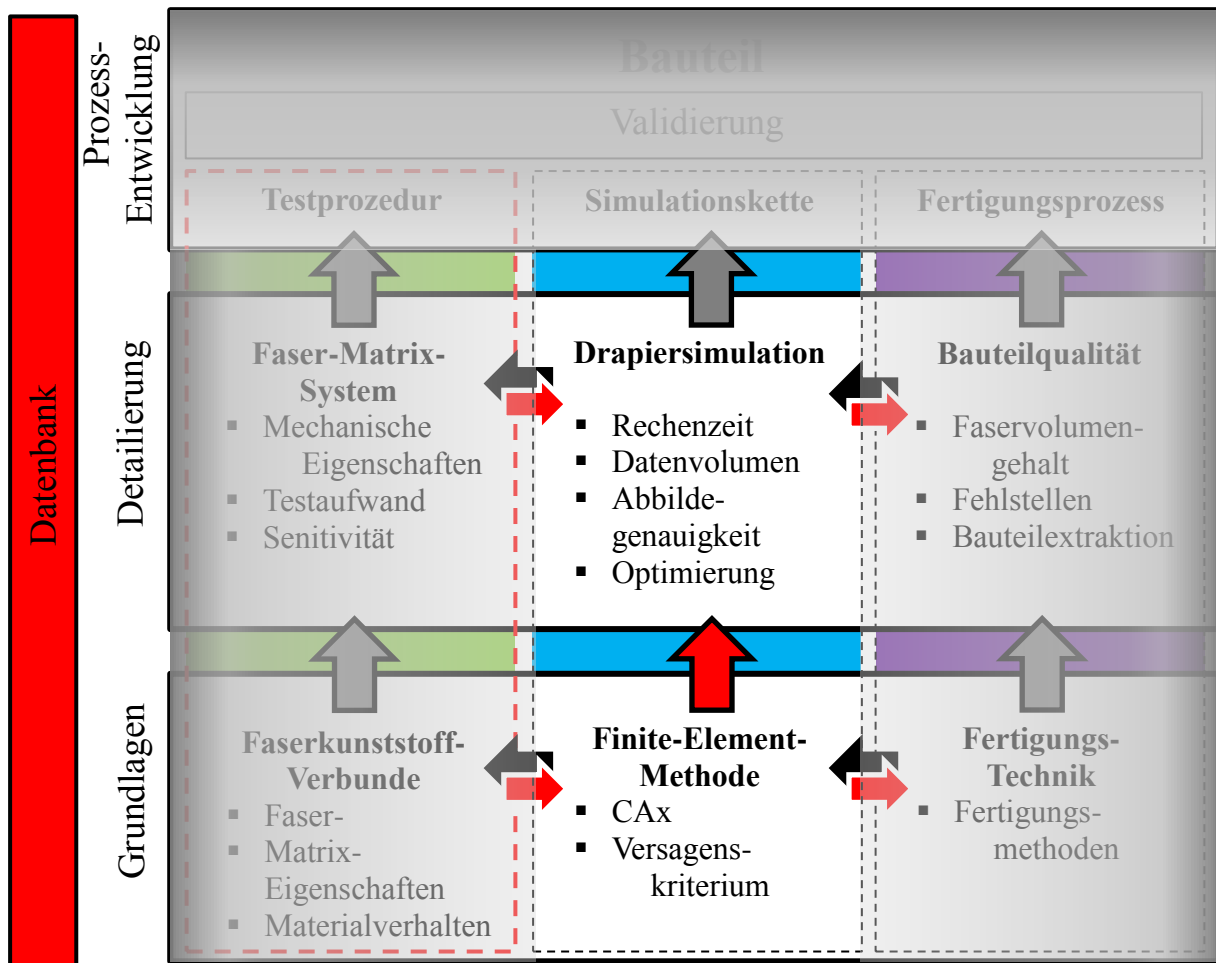


Abbildung 2.1: Themenübersicht von Kapitel 2.

Das zusätzliche Einbinden des Fertigungsprozesses in die Simulation hat aber nicht nur Vorteile. Bedingt durch den hohen Rechenaufwand wird ein Großteil aller Faserverbundbauteile auf der Makroebene (Flächengebilde) abgebildet und berechnet. Die Darstellung in Abbildung 2.2 zeigt, dass eine Abbildung auf der Mikroebene, also die Darstellung jeder einzelnen Faser im Bauteil, einen enormen Rechenaufwand bedeutet. Aus diesem Grund weicht man häufig als Kompromiss auf die Meso- (Garn-)Ebene aus, gerade bei der Abbildung von gewebten Halbzeugen. „Während die Struktur in der Mikro- und Mesoskala inhomogen ist, lässt die Makroskala eine homogene Betrachtung zu“ [34]. Das heißt, im Allgemeinen werden Faserverbundbauteile auf der Makroebene nur als eine isotrop- oder quasi-isotrope Schicht modelliert und manchmal findet noch eine zusätzliche Unterteilung der Schichten in eine Faser- und eine Matrixschicht statt. Zeigen sich im Verlauf der Berechnungen kritische Bereiche innerhalb der Struktur, kann in diesen Bereichen die Darstellung des Faser-Matrix-Verbunds feiner aufgelöst werden. Damit sind die Modellierung der Verwebung sowie die Einbettung in die Matrix gemeint. Es findet also eine Anpassung

der Modellierung in eine realistischere Darstellung statt. Wie groß der Einfluss dieser Anpassung auf die Materialparameterbestimmung ist und an welcher Stelle im Prozess diese Vorgehensweise durchgeführt werden sollte, wird in Kapitel 3.10 näher diskutiert.

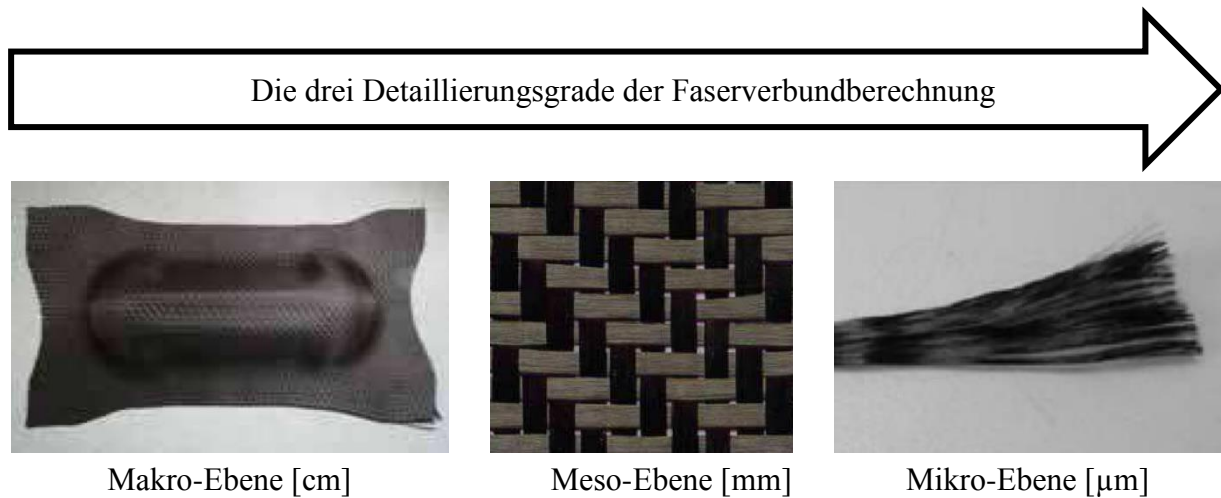


Abbildung 2.2: Erhöhung der Komplexität durch Erhöhung des Detaillierungsgrads bei der Faserverbundberechnung [35].

Hier kann im Detail die komplexe Struktur eines Textils mithilfe der FEM oder anhand analytischer Gleichungen beschrieben werden. Dazu nutzen diese Modelle die Einsicht in die physikalischen Phänomene und Deformationsmechanismen in der Mesoebene, um in der Makroebene das Drapierverhalten vorherzusagen [36]. Mit stetig steigender Rechenleistung können in der Zukunft auch größere Modelle komplett in der Meso-Ebene abgebildet und berechnet werden, natürlich in Abhängigkeit der gewählten Elementgröße, auf die in Kapitel 6.3 näher eingegangen wird. Diese feine Auflösung, zum Teil sogar bis auf die Mikroebene mit der Darstellung jedes einzelnen Filaments, wird heute häufig nur auf Probenebene durchgeführt. Ein Verschieben der Abbildung der Struktur von flächigen 2D Elementen, in die der repräsentativen 3D Volumenelemente (RVE), könnte zusätzlich in der Zukunft umgesetzt werden. Der Vorteil liegt beim detaillierten Modell in den Faserwelligkeiten, die einen signifikanten Einfluss auf die Steifigkeit in Längsrichtung hat und z. B. Fehlstellen wie Poren abgebildet werden könnte. Typischerweise werden heute makroskalige Modelle in ein nichtlineares Finite-Element-Programm überführt, um eine Drapiersimulation durchzuführen. Mit der Verfeinerung der Auflösung bei der Bewertung der Struktur kommt zusätzlich zur Einbindung des Fertigungsprozesses in die Simulation noch der Aspekt der separaten Betrachtung des Materials in Faser und Matrix hinzu. Hier gelten ähnliche Gesetzmäßigkeiten wie für die Einbindung des Fertigungsprozesses. Je detaillierter die Abbildung in der

Simulation betrachtet werden soll, desto höher der Aufwand zur Modellierung wie im zweiten horizontalen Block „Detaillierung“ in Abbildung 2.1 bereits dargestellt ist.

Setzt man seinen Fokus bezüglich der Berechnung von faserverstärkten Bauteilen in Richtung der Materialwissenschaften, lassen sich die Schwierigkeiten der Vorhersage des richtigen Materialversagens erkennen. So gibt es bei solchen Bauteilen, die in einem schichtweisen Verbund gefertigt werden, unterschiedliche Definitionen, ab wann von einem Versagen gesprochen werden kann. Unterschieden wird das sogenannte Erstversagen einer Laminatschicht, gefolgt von der sukzessiven Degradation weiterer Schichten bis zum Totalversagen des Bauteils. In Abbildung 2.3 sind alle für die Berechnung wichtigen und besonderen Eigenschaften aufgeführt.

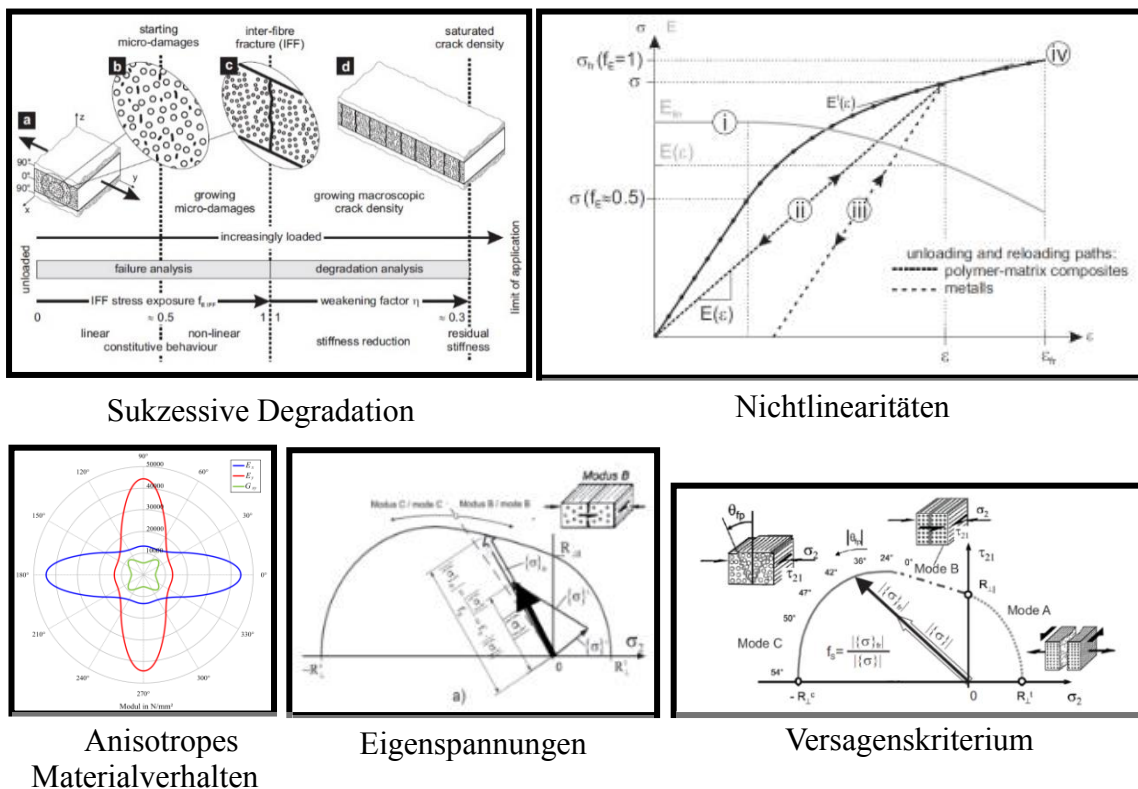


Abbildung 2.3: Zu beachtendes Materialverhalten bei der Materialcharakterisierung.

Je nach Höhe der Belastung der Struktur und der Lage der versagenden Schicht im Verbund ist ein Versagen in erster Instanz als kritisch oder unkritisch einzustufen. So kann im unkritischen Fall eine Einzelschicht in einem Mehrschichtverbund (MSV) eine bestimmte Anzahl an Rissen mit ständig abnehmender Steifigkeit tolerieren, da die Spannungen auf eine benachbarte Schicht umgelagert werden. In der Berechnung wird die Degradation durch eine Reduzierung der Grundelastizitätsgrößen E_{\perp} und $G_{\perp\parallel}$ der geschädigten Einzelschichten

beschrieben. Diese Grundelastizitätsgrößen werden anhand der klassischen Laminattheorie (CLT) „verschmiert“ durch die Faser- und Matrixparameter bestimmt. Durch diese Form der Berechnung werden zusätzlich zu den Fasern und der Matrix auch die Risse „verschmiert“ und somit makroskopisch im Mittel die Steifigkeitsänderungen richtig wiedergegeben“ [26]. Dadurch wird der Spannungs-Verformungsverlauf des gesamten MSV infolge der zunehmenden Rissentwicklung in Einzelschichten nichtlinear degressiv [26]. Für eine detailliertere Berechnung müssen zusätzliche Faktoren, wie z. B. das nichtlineare Spannungsverzerrungsverhalten einer UD-Schicht bei Querzug- und Schubbelastung, abgebildet werden. Gerade um sich den Vorteil von Faserverbundstrukturen zunutze zu machen, ist es wichtig, bei der Bauteilauslegung den Grad der Anisotropie des Laminats hoch anzusetzen und die Fasern zielgerichtet abzubilden.

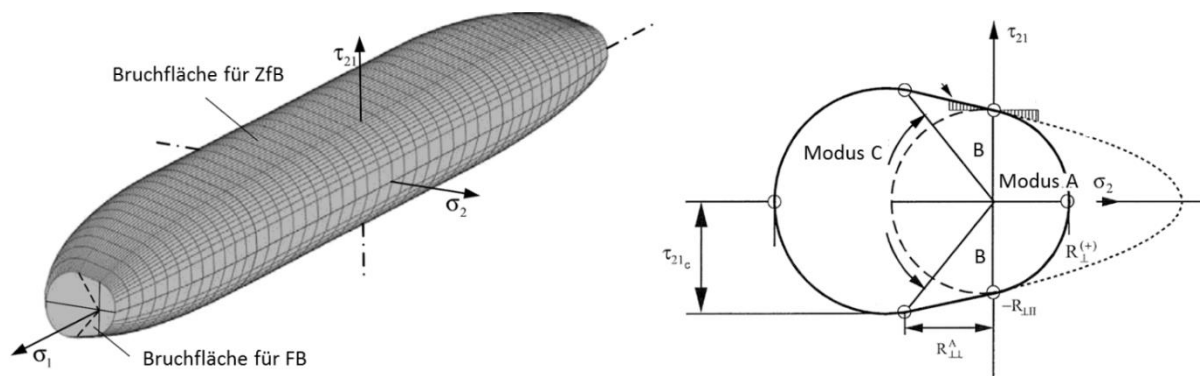


Abbildung 2.4: ZfB-Bruchkörper für den ebenen Spannungszustand. Zusätzlich sind die Bruchflächen für FB eingetragen (Abbildung links) [26]; (σ_2, τ_{21}) - Bruchkurven für $\sigma_1 = 0$ mit Bereichsgrenzen (Abbildung rechts) [1].

Als letzten Punkt sollte man das Versagenskriterium, gemeint ist dabei, unter welchen Bedingungen das Laminat versagt, berücksichtigen. Hier ist zum Beispiel die Auslegung auf ein kritisch anzusehendes interlaminares Versagen zu vermeiden. Grundlegend muss dabei zwischen Faserbruch (FB), Zwischenfaserbruch (ZfB) und Delamination unterschieden werden, deren Definition nach Puck auf den drei Bruchmodi A, B und C basieren, die in Abbildung 2.4 dargestellt sind. Während Modus A, das Öffnen eines Risses aufgrund von Quer-Zug-Beanspruchung und Modus B, die Druckbeanspruchung einer Rissöffnung, als unkritisch eingestuft werden, sollte ein Bruch nach Modus C vermieden werden. Dabei entsteht ein Bruch mit einem Winkel zwischen 0° bis 50° zur Wirkebene, der zum explosionsartigen Versagen des gesamten Laminates führt [37]. Diese detaillierte Aufschlüsselung des Versagens wird in der FEM nur von wenigen Programmen unterstützt

und ist an die Bereitstellung einer Vielzahl von Eingangsparametern geknüpft, wie in Kapitel 3.2 näher beschrieben. Die gängigen Softwarefirmen bieten häufig die Möglichkeit der Auswahl des gewünschten Pauschalkriteriums an, wobei ausschließlich zwischen Versagen oder Nichtversagen, Kapitel 2.3, unterschieden wird.

2.1. Welche Prozesse sollten oder können simulativ abgebildet werden

Zu Beginn kann gesagt werden, dass nahezu jeder Prozess simulativ abgebildet werden kann. Die Frage nach der Notwendigkeit ist eine andere, deswegen sollten vor dem Anstoßen einer Simulation immer die herrschenden Rahmenbedingungen geprüft werden. Z. B. in welchem Umfang und in welcher Qualität liegen die Materialparameter für die Simulation vor? Häufig ergibt sich durch das Aufstellen einer Testmatrix bereits der Detaillierungsgrad der Abbildung. So sollte, wie bereits in Abbildung 1.12 für die Bauteilentwicklung dargestellt, versucht werden, die Komplexität Schritt für Schritt zu erhöhen und somit an die Anforderungen anzupassen.

Betrachtet man die beiden Ausgangsmaterialien eines Faserverbundbauteils, die Faser und das Matrixsystem, so macht es keinen Sinn deren Fertigung in der Simulation darzustellen, da es sich um definierte nicht beeinflussbare Werte handelt. Die genaue Herstellung der Produkte gilt in fast allen Fällen als Firmen Know-how, dient der Abgrenzung zur Konkurrenz und wird nicht weitergegeben. Somit werden die möglichen Simulationsprozesse ab dem Kohlenstofffaserroving auf Spulen und dem angelieferten Matrixsystem im Gebinde als Ausgangspunkt betrachtet. Der erste Schritt zum Bauteil ist somit das Simulieren der Weiterverarbeitung vom Kohlenstofffaserroving zum textilen Halbzeug. Egal ob es sich um die Simulation des Webens eines Halbzeugs oder um die Simulation des Multiaxialwirkens des Binderfadens zur Fixierung des unidirektionalen Geleges handelt, es gibt dafür bereits ein Programm, welches diesen Prozess simulativ begleitet. Der Detaillierungsgrad beginnt dabei beim Einzelfilament, geht über die Rovingdarstellung bis zur Darstellung von textilen Flächen. Je detaillierter dieser Schritt gewählt wird, umso genauer kann die Drapierung vorhergesagt werden. Die Durchführung einer genauen Drapiersimulation dient dem Prüfen der Drapierbarkeit, der Vermeidung von Falten und der Bestimmung von lokalen Faserorientierungen und Aufdickungen nach dem Drapiervorgang [38]. Dies hat einen wesentlichen Einfluss auf die Bauteilgeometrie sowie deren Performance. Dabei gilt zu beachten, dass der Detaillierungsgrad in direkter Abhängigkeit der zur Verfügung stehenden Rechenleistung und -dauer, der Bauteilgröße

sowie der gewünschten Genauigkeit der Simulation steht. Somit sollte wie bereits erwähnt eine Bauteilvorauslegung auf der Makroebene berechnet werden und für eine Bauteiloptimierung auf die detailliertere Mesoebene gewechselt werden. So steigt mit fortlaufendem Entwicklungsprozess nicht nur der Detaillierungsgrad der Darstellung des Bauteils, sondern gleichzeitig die Genauigkeit und Qualität der Bauteilvorhersage, allerdings zu Ungunsten des Testumfangs. So können aus den etappenweise verbesserten Simulationsergebnissen diejenigen Eigenschaften abgeleitet werden, die für die spätere Drapierung von Bedeutung sind und die für eine gezieltere Auswahl des passenden Faser-Matrix-Materials benötigt werden.

Je nach Herstellungsverfahren eines Bauteils kann der Harzfluss nach der Drapiersimulation in Form einer Strömungssimulation berechnet werden. Bei einigen Prepregsystemen gilt der Harzfluss als Maß für die Fließfähigkeit und er gibt Auskunft über den Alterungsgrad eines Prepregs, da überprüft wird, ob im späteren Aushärteprozess noch ein ausreichender Fluss der Matrix gewährleistet ist [24]. Moderne Prepregsysteme werden dagegen als Non-Bleeding, also fast ohne Harzfluss, direkt auf den passenden FVG eingestellt produziert, weshalb der Alterungsgrad anhand einer DSC bestimmt wird. Beim Resin-transfer-molding (RTM) Verfahren hingegen ändern sich die Permeabilität des Materials und damit die Prozessgrößen wie die Füllzeit, Fließfrontfortschritt und der Injektionsdruck in Abhängigkeit von der Kompaktierung, der Faserausrichtung und der Laminatdicke. Somit lassen sich mit dieser Art der Simulation Fertigungsparameter vorhersagen und damit der Fertigungsprozess optimieren. Häufig wird in Kombination mit der Strömungssimulation die Konsolidierung und Aushärtung des Faserverbundbauteils simuliert. In diesem letzten Prozessschritt der Bauteilfertigung gibt es eine hohe mechanische Beanspruchung des Materials, welche maßgeblich die Bauteilqualität beeinflusst. Dabei können durch den Aushärteprozess entstehende Bauteilschwindungen sowie Bauteildeformationen detektiert und weitestgehend vermieden werden, ebenso wie die Viskositätsänderung über den Zeitraum, der für die Strömungssimulation von Bedeutung ist. Bei der Bauteilfertigung im Prepregverfahren haben die erwähnten Fertigungsparameter eine geringere Bedeutung. So ist beispielsweise bei der Drapierung, auf die im folgenden Kapitel näher eingegangen wird, das Ergebnis direkt von der Komplexität der Bauteiloberfläche abhängig. Hierbei werden Knoten als Gelenke und Fasern als Balken modelliert. Dabei spielen Umformkräfte keine Rolle und sind der Standard in Bezug auf das Handlegeverfahren [39]. Bei der FEM-basierten

Drapiersimulation können noch weitere Eigenschaften in den Simulationsprozess mit einfließen, gerade bezogen auf das Werkzeug und den Fertigungsprozess [40].

2.2. Programmscreening von Konstruktions- und Fertigungssoftware

Bei einer CAD Software handelt es sich um ein Programm zur Erzeugung oder den Nachbau eines Bauteils innerhalb einer virtuellen Umgebung. Die Hauptvorteile liegen in der Darstellung des Bauteils in 3D, welche beispielsweise eine Kollisionsprüfung oder eine Überprüfung der Fertigbarkeit innerhalb kürzester Zeit ermöglicht. Es gibt nur eine geringe Anzahl an Programmen, die der Größe und Komplexität heutiger Modelle und Baugruppen im Automobilbau gewachsen sind, zusätzlich über den benötigten Support verfügen und somit für den professionellen Einsatz geeignet sind. Die aktuell verwendeten CAD-Programme (Stand: 2016) der größten Automobilhersteller sind in Tabelle 2.1 dargestellt.

Produktname:	Hersteller:	Automobilhersteller:
CATIA	Dassault Systemes	Volkswagen, BMW, Renault-Nissan, PSA Peugeot-Citroen, Ford, Toyota, Honda, Hyundai-Kia, Mitsubishi
NX	Siemens PLM Software	Daimler, General Motors, Nissan, Fiat, Suzuki, Mazda

Tabelle 2.1: Übersicht der CAD Programme und der Anwender im Automobilbereich.

Bei dieser Liste gilt zu beachten, dass einige Hersteller für verschiedene Disziplinen wie Karosserie- oder Antriebsstrangdesign unterschiedliche CAD Programme verwenden und häufig mehrere CAD-Programme innerhalb eines Unternehmens zur Verfügung stehen. Auffällig ist, dass die beiden CAD Programme CATIA und NX bei jedem Automobilhersteller vertreten sind und in den meisten Fällen sogar als Hauptprogramm Verwendung finden. Die Simulation der Bauteilfertigung, kurz CAM genannt, beschränkt sich in dieser Arbeit auf Programmteile zur Drapiersimulation von Halbzeugen, die mit einer Schnittstelle zu den gängigsten CAD-Tools ausgestattet sind. Natürlich gibt es eine Vielzahl weiterer Funktionen, die auf dem Weg zum Bauteil simulativ abgedeckt werden können, jedoch besitzen diese häufig nicht die passenden Schnittstellen oder stellen Sonderlösungen für Spezialanwendungen dar. Trotzdem werden einige dieser möglichen simulativen

Zwischenschritte aufgrund ihrer Bedeutung für den Fertigungsprozess eines Bauteils hier erwähnt, angefangen bei der Klassischen Laminattheorie (CLT).

Hierbei muss zwischen einer groben Vorauslegung mittels CLT und der Berechnung der Faserorientierung in einem Bauteil für die FEM unterschieden werden. Die Tools für die CLT basieren meistens auf Microsoft Excel, Matlab oder Java, verfügen über eine grafische Oberfläche und geben eine gute Näherung über den notwendigen Laminataufbau des auszulegenden Bauteils. Als Grundlage der Berechnung werden Materialparameter benötigt, deren Gewinnung in Kapitel 3 ausführlich beschrieben wird. Die Resultate der Laminatauslegung lassen sich jedoch in den seltensten Fällen direkt per Export in den weiterführenden Simulationsprozess überführen. Die Tabelle 2.2 gibt einen Überblick über die aktuell verfügbaren Programme und Applikationen zur Vorauslegung von Laminaten, deren anwendbare Versagenskriterien und Informationen über die angebotenen Exportschnittstellen (Stand 2016). Dabei gilt es zu beachten, dass einige Programme kommerziell vertrieben und damit lizenziert werden müssen. Andere, die häufig von Universitäten entwickelt wurden, werden kostenlos angeboten. Die drei umfangreichsten Programme sind eLamX², Compositor und ESAComp. Diese zeichnen sich durch eine Vielzahl von Sondermerkmalen aus, wie zum Beispiel der Möglichkeit des Anlegens und Pflegens von Materialdatenbanken oder der Möglichkeit, besondere Effekte zu berechnen. Dazu gehören das Aufzeigen von hygrothermalen Effekten, Deformations- und Schwingungsanalysen, Stabilitätsuntersuchungen oder das Detektieren der Effekte durch Mikroschädigung. Das wohl wichtigste Merkmal für den Konstrukteur ist die von manchen Programmen gegebene Möglichkeit des Umrechnens spezifischer Kennwerte anhand unterschiedlicher Methoden. Nähere Einzelheiten und Zusammenhänge bzgl. des Umrechnens von FVG sind in Kapitel 3.9 zu finden. Schaut man sich die möglichen Exportschnittstellen der einzelnen Programme an, kommen nur eLamX² und ESAComp in Frage, wobei eLamX² gebührenfrei verfügbar ist und ESAComp kommerziell vertrieben wird.

Name:	Firma:	Versagenskriterien:	Exportschnittstellen:
eLamX ²	TU Dresden	Puck, Hashin, Tsai-Wu, Cuntze;...	LS-Dyna, Ansys, Nastran, Abaqus
Compositor	IKV Aachen	Puck	-
LamiCens	R&G	-	-
ESAComp	ESA	Puck, Tsai-Hill, Tsai-Wu, LaRC, ...	LS-Dyna, Ansys, Nastran, Abaqus, I-Deas, Nisa, Optistruct
Composite Star	Material S.A.	-	Abaqus
AlfaLam	KLuB Darmstadt	Puck	-
RF-Laminate	Dlubal	-	-

Tabelle 2.2: Übersichtstabelle einiger Programme zur Berechnung und Optimierung eines Laminats unter Verwendung der Klassischen Laminattheorie.

Für die Drapiersimulation, also die Simulation der Ablage des Halbzeugs über die Bauteiloberfläche, gibt es eine Vielzahl von unterschiedlichen Programmen, deren Anwendbarkeit nur für bestimmte Herstellungsverfahren gültig ist. Tabelle 2.3 gibt hier einen Überblick und unterteilt die angegebenen Programme nach ihrer Drapiermethode. Beim Handlaminieren z. B. handelt es sich um ein Verfahren mit einer offenen Werkzeugform, wo das Halbzeug mittels Verstreichen und mit wenig Kraft eingebracht wird. Dieses Verfahren kommt beim Bootsbau oder der Herstellung von Flügeln für Windkraftanlagen zum Einsatz. Eben genau dort, wo es sehr große Bauteilformen, hohe Taktzeiten und vorwiegend muldenartige und gewölbte Flächen gibt. Bei diesen Bauteilen, die im Handlegeverfahren gefertigt werden, ist die Bauteilqualität von der Tagesform und der Erfahrung des Arbeiters abhängig [41]. Des Weiteren werden diese Werkzeugformen für das Drapieren im Fiber Placement und Tape Laying Verfahren genutzt. Der hohe Grad der Automatisierung und die Reproduzierbarkeit der Ablegegenauigkeit sind ein großer Vorteil dieses Verfahrens. Laut Long [42] sollte, um eine akkurate Drapiersimulation nach dem kinematischen Algorithmus im Handlegeverfahren zu erhalten, diese genau dort verwendet werden, wo die Reibung beim Umformen sehr hoch ist. Bei mehrschaliger Werkzeuggestaltung sind Hinterschneidungen möglich, allerdings entsteht bedingt durch den Fertigungsprozess, eine formglatte und formstrukturierte Oberfläche. Diese offenen Werkzeugformen können sehr gut mit einer

geometrischen oder auch kinematischen Drapiersimulation abdeckt werden. Dazu wird ein Netz wie in Abbildung 2.5 dargestellt auf der Oberfläche der Geometrie berechnet. Die Kreuzungspunkte der Stäbe zwischen den Gelenken werden als nicht dehnbar und ohne relativen Schlupf abgebildet. Der berechnete Winkel zwischen den Stäben entspricht dabei der Faserorientierung. Matrix- oder Fasereigenschaften werden bei dieser Methode nicht berücksichtigt. Die kurze Rechendauer ergibt sich durch das Konzentrieren der Drapiersimulation auf das Scherverhalten als wichtigste Kenngröße unter Vernachlässigung der mechanischen Eigenschaften der Verstärkungsstruktur. Durch diese Vorgehensweise ist die Berechnung der Drapierinformationen mit einem geringen Rechenaufwand verbunden und es lässt sich eine Vielzahl von Berechnungen in wenigen Minuten durchführen.

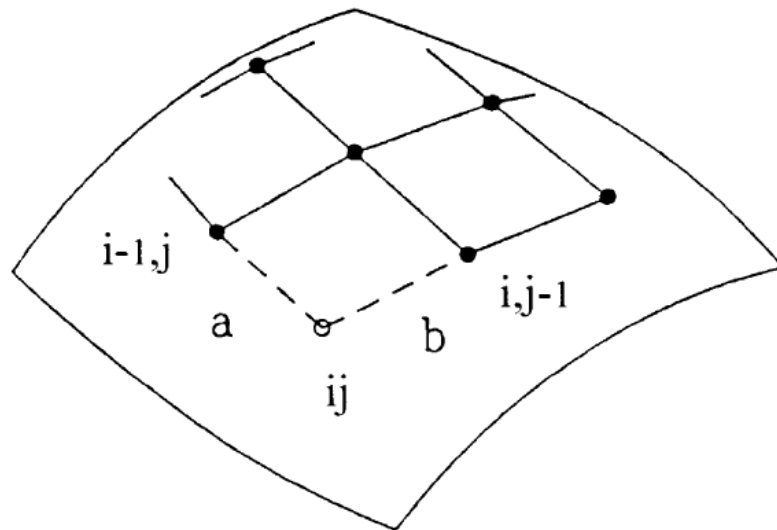


Abbildung 2.5: Darstellung des Bolzen-Netz Modells [43].

Die Formel zur Berechnung der Punkte im Koordinatensystem lautet:

$$(x_{ij} - x_{i-1,j})^2 + (y_{ij} - y_{i-1,j})^2 + (z_{ij} - z_{i-1,j})^2 = a^2 \quad (2.1)$$

$$(x_{ij} - x_{i,j-1})^2 + (y_{ij} - y_{i,j-1})^2 + (z_{ij} - z_{i,j-1})^2 = b^2 \quad (2.2)$$

$$F(x_{ij}, y_{ij}, z_{ij}) = 0 \quad (2.3)$$

Kommen für die Fertigung Ablegeroboter, die das textile Halbzeug direkt in die Form einlegen, zum Einsatz, erhöht sich zusätzlich der Grad der Reproduzierbarkeit, da der Ablegeroboter das Material rechnergestützt an der gleichen Stelle ablegt. Werden bei der Bauteilfertigung die textilen Halbzeuge mit Hilfe von Druck, also unter Zwang, in die Form

eingbracht, kann dieses Vorgehen bei komplexeren Geometrien durch eine geometrische Drapierung nicht mehr ausreichend genau abgebildet werden. Der Grund hierfür ist die Berechnung des geodätischen Pfads bei einer geometrischen Drapiersimulation, also der kürzesten Verbindung zwischen zwei Punkten, anhand dieser sich die Faserwinkel berechnen und bei dem die benötigten Parameter, wie z. B. Reibung, Halte- und Klemmkräfte, unberücksichtigt bleiben. Die unter Verwendung von Presswerkzeugen hergestellten Bauteile, folglich zwei- oder mehrschalig, weisen einen höheren Automatisierungsgrad auf. Hierbei können die Halbzeuge, ähnlich wie im Karosseriebau Stahlbleche, mittels Greifer in die Presse eingelegt und weiterverarbeitet werden. Häufig wird der gesamte Laminataufbau mittels einer sogenannten endkonturnahen, trockenen Verstärkungsstruktur, auch Vorformling oder Preform genannt, vorgeformt in die Presse eingebracht, wodurch diese nur noch unter Druck imprägniert werden müssen. Die Folge sind erhöhte Abweichungen der Faserorientierung, wodurch die benötigte Sicherheit nur durch einen erhöhten Materialeinsatz erreicht werden kann, was zu einem höheren Bauteilgewicht und somit zu höheren Kosten führt [34].

Bedingt durch das Herstellungsverfahren ist die Drapierung mit offener Werkzeugform lediglich von der Formoberfläche, folglich der Bauteilgeometrie abhängig. Also von nur wenigen Faktoren. Dagegen muss die Drapierung bei geschlossenen Werkzeugformen mit physikalischen Methoden berechnet werden. Hier spielen viele verschiedene Fertigungsparameter, wie z. B. die Werkzeuggeschwindigkeit, Druckkräfte, Spannkkräfte, die Ausführung des Spannrahmens, Temperaturzyklen, Materialparameter wie z. B., Zug-, Biege-, Scherkennwerte und die Verdrillsteifigkeit eine wichtige Rolle. Der Vorteil dieser Methode ergibt sich durch die Adaptivität und die daraus folgende Vielzahl an möglichen Konfigurationen der textilen Verbundwerkstoffe und der Abbildung komplexen Materialverhaltens, insbesondere bei der Berücksichtigung des physikalisch nichtlinearen Verhaltens [34]. Somit lässt sich die Faserorientierung für z. B. multiaxial verwirktes Gelege nur mithilfe der FEM verlässlich berechnen [44].

Die so ermittelten Prozessparameter werden bei physikalischen Modellen häufig direkt weiterverwendet, um eine Strömungssimulation des Harzflusses anzustoßen. Nachteilig zeigt sich der hohe Aufwand, der zur Modellbildung und –berechnung benötigt wird. Bei der physikalischen Methode mittels FEM kann die Berechnung je nach Modellgröße bis zu mehrere Tage dauern [39] was gerade in einem frühen Stadium der Produktentwicklung mit vielen Änderungen zu erhöhten Kosten und Zeitverlust führen kann. An dieser Stelle muss

erwähnt werden, dass alle zur Simulation benötigten Kennwerte nur durch teilweise erheblichen experimentellen Aufwand bestimmt und validiert werden können [42] (Siehe Kapitel 3.10), was auch wieder mit hohen Kosten und enormem Zeitaufwand verbunden ist. Während fast jeder große CAx-Softwarehersteller ein eigenes, meist einfaches Tool, zumindest zum Erstellen eines Laminataufbaus in der gewohnten Umgebung bereitstellt, gibt es daneben auch Programme, die eine Vielzahl von Funktionen haben und daher häufiger verwendet werden. Eine Reihe von Programmen, die am häufigsten als Drapierungsprogramm zum Einsatz kommen sind in Tabelle 2.3 aufgelistet.

Name	Firma	Methode
Pam-Form	ESI Group	Physikalisch
FiberSim	Siemens PLM Software	Geometrisch
Ansys Composite PrepPost	Ansys	Geometrisch
Hyperform	Altair	Geometrisch
AniForm	AniForm	Physikalisch
Laminate Tools	Anaglyph	Geometrisch
Patran Laminate Modeler	MSC Software	Geometrisch
Catia V5 Composite Design (CPD)	Dassault Systemes	Geometrisch

Tabelle 2.3: Übersicht der gängigsten Drapier-Simulations Programme.

Der nächste wie in Tabelle 2.4 dargestellte Schritt in der CAx-Umgebung ist der CAE Bereich, der die eigentliche Analyse und Auswertung der Simulation mittels FEM beschreibt. Die CAE benötigt einen Präprozessor für den Modell- und Versuchsaufbau, einen Solver für die mathematische Auswertung sowie einen Postprozessor für die Auswertung und Darstellung der berechneten Ergebnisse. Jeder Automobilhersteller hat seine eigene Simulationskette mit festgelegten Prä- und Postprozessoren mit den dazugehörigen Solvern für die Berechnung der aufgesetzten Modelle. Die Mitarbeiter sind im Umgang mit der in der Firma eingesetzten Software gut vertraut und somit sicher in der Anwendung und Auswertung der Ergebnisse, was das Austauschen eines dieser Programme extrem aufwendig und teuer gestaltet. Meist gehört zu diesen Programmen ein großer Anwenderkreis, der für die Weiterentwicklung dieser Programme im Unternehmen von großer Bedeutung ist und man Erfahrungen hierzu auf Tagungen und Konferenzen austauscht. Wird ein Programm getauscht oder ein neues zusätzliches Programm eingeführt, sinkt im Allgemeinen durch die fehlende

Erfahrung die zeitliche Kalkulierbarkeit für programmbezogene Aufgaben. Verstärkt wird dieser Effekt durch die sich neu ergebenden Zusammenhänge und Aufgaben. Beim heutigen Termindruck führt dies nicht selten zu einer Doppelbelastung, sowohl für den Anwender als auch für den IT-Bereich, der für eine saubere Anbindung verantwortlich ist. Deswegen muss beim Wechsel auf ein neues Programm die Implementierungsdauer berücksichtigt werden, die mit steigendem Anwendungsumfang dementsprechend höhere Kosten verursacht. Beim Einführen einer komplett neuen Simulationskette vervielfachen sich diese Effekte und es dauert oft Jahre, bevor verlässliche Aussagen betroffen werden können. Somit ist die Implementierung neuer Programme in eine bestehende Simulationskette die effizienteste Methode. Die am häufigsten verwendeten Prä- und Postprozessorprogramme sind in Tabelle 2.4 aufgelistet.

Name	Firma	Anwendung
Hyperworks	Altair Engineering	Prä- und Postprozessor
Ansa	Beta CAE Systems S.A.	Präprozessor
Ansys	Ansys Inc	Prä- und Postprozessor
Patran	MSC	Prä- und Postprozessor
Abaqus	Dassault Systemes	Prä- und Postprozessor, Solver
Optistruct	Altair Engineering	Solver
RadioSS	Altair Engineering	Solver
LS-Dyna/LS-PrePost	LSTC	Prä- und Postprozessor, Solver

Tabelle 2.4: Übersicht der gängigsten Prä- und Postprozessor Programme.

Im letzten Bereich, der CAT, gestaltet sich das Einbinden von Materialeigenschaften per Export in die gewohnte CAx Welt schwierig. Gerade das Abbilden des Nichtlinearen-Verhaltens von Materialien und deren Überführung in die CAE-Umgebung gestalten sich dabei als schwierig. Häufig können diese, in Abhängigkeit vom Solver sowie der Materialkarte und -parameter, nur vereinfacht abgebildet werden, weshalb diese Informationen für gängige Materialien häufig in der Materialdatenbank direkt für den passenden Präprozessor aufbereitet abgelegt werden. Somit wird sichergestellt, dass alle Berechnungen mit den gleichen Ausgangsparametern erzeugt werden, auch um die Vergleichbarkeit dieser untereinander zu gewährleisten. In vielen großen Firmen kommen aus diesem Grund Materialdatenbank-Programme zum Einsatz, um den Zugriff und die Aktualisierung dieser Daten zu gewährleisten. Somit muss je nach Prüfmaschine und

Datenbankprogramm eine extra Schnittstelle programmiert werden. Für den Kunststoffbereich gibt es einige Prüfmaschinenhersteller, die besonders weit verbreitet und in Tabelle 2.5 aufgelistet sind.

Name	Firma	Exportschnittstellen
testXpert	Zwick Roell	Word, Excel, PDF, ASCII,...
Test&Motion	Doli	Excel, ASCII
Dyna-TCC	Dyna-Mess	ASCII, tdm-Format
Bluehill	Instrom GmbH	Word, PDF, HTML
MTS TestSuite	MTS	Excel, PDF, dBase, MS Access Database,...

Tabelle 2.5: Übersicht der gängigsten CAT Programme von Prüfmaschinenherstellern.

2.3. Simulationsverfahren und Schnittstellen

Bei der Entwicklung einer Simulationsprozesskette, mit dem Fokus der Vorauslegung für Faserverbundkunststoff Bauteile, sollte aus Kosten- und Supportgründen versucht werden, möglichst viele bereits in der Firma bestehende Tools beizubehalten. Im Bereich der statischen Karosserieentwicklung mit Schalenelementen kommen bei der Opel Automobile GmbH (Opel) zum jetzigen Zeitpunkt Produkte von Altair Hyperworks zum Einsatz. Diese sollten nach Möglichkeit zur Berechnung von Faserverbundbauteilen verwendet werden. Der Ansatz zur Berechnung von Faserverbundbauteilen mithilfe der FEM entspricht dabei, vereinfacht ausgedrückt, der händischen und häufig in der Literatur anhand von Beispielen eingeführten Berechnung. Die Vorgehensweise ist dabei gleich, jedoch können durch das rechnergestützte Arbeiten Berechnungen wesentlich schneller erledigt werden. Dabei werden zuerst die A, B und D Matrizen für das Laminat aus der gedrehten Spannungs-Dehnungs-Matrix berechnet. „A“ beschreibt dabei die Scheibensteifigkeitsmatrix, die sich aus der Parallelschaltung der Scheibensteifigkeit \hat{Q}_{ij} aller N Einzelschichten unter Gewichtung der Schichtdicke der Einzelschichten wie folgt darstellt:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N \hat{Q}_{ij,k} * t_k \quad (2.4)$$

Die Plattensteifigkeitsmatrix D ergibt sich aus der Parallelschaltung der Biegesteifigkeiten aller Einzelschichten, zuzüglich des Steiner Anteils. B, also die

Koppelsteifigkeitsmatrix setzt sich aus den Scheibensteifigkeiten der Einzelschichten, gewichtet mit deren statischen Momenten, zusammen. Daraus ergibt sich, dass für symmetrisch geschichtete Lamine die Kopplung zwischen Scheibe und Platte verschwindet.

$$D_{ij} = \sum_{k=1}^N \hat{Q}_{ij,k} * t_k * \left(\frac{t_k^2}{12} + \left(z_k * \frac{t_k}{2} \right)^2 \right) \quad (2.5)$$

$$B_{ij} = -\sum_{k=1}^N \hat{Q}_{ij,k} * t_k * \left(z_k - \frac{t_k}{2} \right) \quad (2.6)$$

Nach dem Zusammensetzen

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

und Invertieren der Scheiben-Platten-Steifigkeitsmatrix können die globalen Dehnungen $\hat{\varepsilon}$ und Krümmungen $\hat{\kappa}$ berechnet werden. Da in dieser Arbeit ein klassisch orthotropes, symmetrisches Laminat verwendet werden soll, gilt „die Elemente der B-Matrix null. A_{16} , A_{26} , D_{16} und D_{26} sind ebenfalls null, weil bei der orthotropen Faserrichtung mit $y = 0^\circ$ und 90° die Werte für Q_{16} und $Q_{26} = 0$ sind“ [1]. Bei einer Belastung N_x erfolgt dementsprechend nur eine Dehnung und bei einem Biegemoment M_x nur eine Biegung um die X-Achse, wie in Abbildung 2.6 dargestellt.

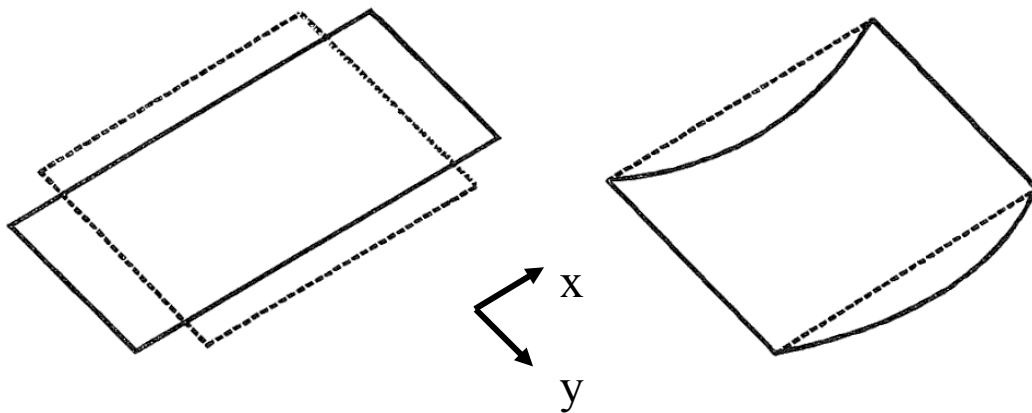


Abbildung 2.6: Verformungsverhalten eines klassisch orthotropen Laminats. Dehnung infolge N_x (Abbildung links); Biegung infolge M_x (Abbildung rechts).

Nach dem Transformieren der globalen Dehnung in die Dehnung jeder unidirektionalen (UD) Schicht im Koordinatensystem

$$\begin{bmatrix} A & B \\ B^T & D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \quad (2.8)$$

folgt die Berechnung der Spannungen in jeder UD-Schicht im Koordinatensystem mit Hilfe der Scheibensteifigkeitsmatrix der UD-Schicht Q_{ij} . Anschließend wird eine Festigkeitsanalyse mittels Bruchkriterium für Faserverbundwerkstoffe durchgeführt. Übertragen auf das hier verwendete Programm Hypermesh stehen drei Materialkarten, MAT1, MAT2 und MAT8, für die Berechnung von Faserverbundmaterialien zur Verfügung. Alle drei Karten sind für lineares und temperaturunabhängiges Material anwendbar, wobei MAT1 für Isotropes, MAT2 für Anisotropes und MAT8 für orthotropes Materialverhalten verwendet werden kann. Abbildung 2.7 zeigt grafisch, wie eine solche Materialkarte aussieht und welche Parameter benötigt werden. Um eine quasistatische, nichtlineare Berechnung in Optistruct mithilfe der Materialkarte MAT8 für zweidimensionale Elemente durchzuführen, werden die passenden Elastizitätsmoduln und Festigkeiten in beide Faserrichtungen für beide Materialien benötigt, wobei je nach gewähltem Versagenskriterium Zug und Druck unterschieden werden. Systematisch gegliedert können die Eingangsparameter folgendermaßen eingeteilt werden:

- Eingangsparameter MAT8-Karte:
 - Elastizitätsmodul in Faserlängs- & Querrichtung (E1; E2)
 - Schubmodul in Dickenrichtung (G12; G1,Z; G2,Z)
 - Materialdichte (RHO)
 - Thermische Ausdehnungskoeffizienten (A1; A2; TREF)
 - Querkontraktionszahl (NU12)
 - Festigkeiten für Zug & Druck (Xt; Xc; Yt; Yc; S)
 - Spannungsversagen (STRN)
 - Versagensparameter (hier nach Tsai-Wu) (F12)

Zusätzlich wird mit Hilfe des NLPARM Befehls in der Lastfallbeschreibung des Inputdecks für den Solver der Teilbereich für nichtlineare Lösungsmethoden aktiviert, wodurch weitere Parameter, und zwar die für die nichtlineare quasi-statische Analyse und die geometrische nichtlineare implizite Analyse benötigt werden. Die Wichtigsten sind nachfolgend aufgelistet:

- NLPARM-Karte (NonLinearPARaMeter)
 - Anzahl der Inkremente (NINC)
 - Steifigkeitsmatrixaktualisierung aussetzen (KSTEP)
 - Anzahl der maximalen Iterationen (MAXITER)

Es gibt für die NLPARM-Karte weitere Einstellungsmöglichkeiten, jedoch sind die Veränderungen bezogen auf das Simulationsergebnis meist zu vernachlässigen und werden häufig nur im Fall von auftretenden Konvergenzproblemen angepasst. Die hier aufgelisteten Parameter zeigen jedoch einen Einfluss bezüglich der Rechenzeit, gerade da die Erhöhung der Anzahl der Iterationen und die Häufigkeit der Aktualisierung der Steifigkeitsmatrix mit einem höheren Rechenaufwand verbunden sind.

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)
MAT8	MID	E1	E2	NU12	G12	G1,Z	G2,Z	RHO	
	A1	A2	TREF	Xt	Xc	Yt	Yc	S	
	GE	F12	STRN						

Abbildung 2.7: Abbildung des Eingabefensters für die Materialparameter der MAT8-Karte in Altair Hypermesh.

Um im nächsten Schritt die zusammengesetzten Lamineigenschaften für einen lagenbasierten Aufbau im Modell zu definieren, wird die PCOMPP-Karte verwendet. Je nach Solver gilt es, zwischen einem lagen- sowie einem zonenbasierten Modellierungsansatz zu unterscheiden. Für eine Faserverbundmodellierung in Optistruct werden die in der Fertigungssimulation erzeugten Lagen mit allen Eigenschaften definiert und anschließend mittels einer Stapelungssequenz mit festgelegter Reihenfolge aufgebaut. Durch diese Vorgehensweise ergeben sich einige Vorteile gegenüber der zonenbasierten Modellierung, wie der direkte Bezug zum Fertigungsprozess, eine schnellere Modellaktualisierung und ein

erkennbarer Lagenaufbau. Einen der wichtigsten Parameter stellt der „Z0“ Wert dar, welcher angibt, ob die Lagen auf die Schalenelementoberfläche in eine Richtung gestapelt werden sollen oder ob diese die Mittelfläche des Gesamtlaminats darstellen. Diese Unterscheidung ist besonders bei Bauteilen mit hoher Lagenanzahl und beispielsweise abtreppendem Laminataufbau von Bedeutung, wobei die zuletzt genannte Beschreibung eher einen Sonderfall darstellt. Anschließend muss im Modell noch die Drapierseite definiert werden, was in der Berechnung der Bauteilnormalen entspricht und die Stapelungsrichtung vorgibt. Die Eingabe eines Wertes für die zulässige interlaminare Scherspannung, „SB“ abgekürzt, bezieht sich auf die Materialeigenschaft des Bindematerials zwischen den Lagen. Dieser Wert gibt bei passender Wahl Aufschluss über die Qualität der Simulation. Das Bindematerial wird in diesem Modell nicht separat dargestellt, sondern es wird mit Materialeigenschaften der einzelnen Schichten gerechnet, weshalb dieser Wert unberücksichtigt werden kann.

Da die dynamische Simulation (CRASH) ähnlichen Prozessen folgt wie die in der statischen Simulation, werden in dieser Arbeit bei der Methodenentwicklung alle notwendigen Anforderungen mitberücksichtigt, um eine erfolgreiche Weiterentwicklung in diese Richtung zu begünstigen. Aus diesem Grund muss auf eine parallele Schnittstelle zu LS-Dyna, dem Standardprogramm für dynamische Simulation, geachtet werden. Abbildung 2.8 zeigt den aktuellen Istzustand für die statische und dynamische Berechnung in ihrer einfachsten Form, der als Ausgangszustand für diese Arbeit dienen soll, um die Faserverbundsimulation voranzutreiben.

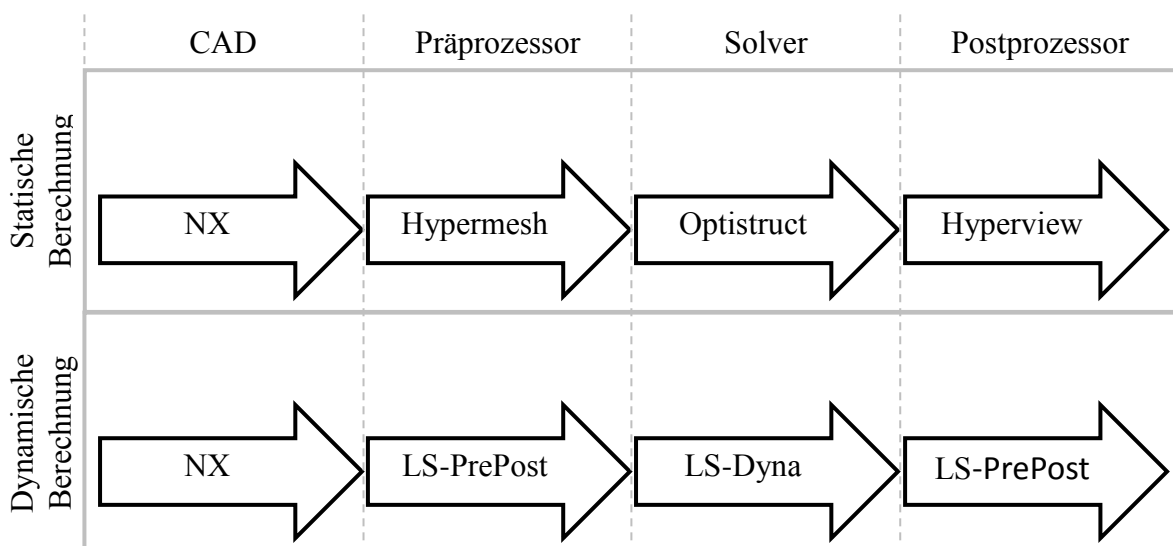


Abbildung 2.8: Übersicht der Simulationskette für die statische und dynamische Berechnung mit den bei der Adam Opel AG häufig verwendeten Programmen.

Um die Modelle, die für die Vorauslegung verwendet werden, im Anschluss für dynamische Simulationsverfahren wie Crashsimulation verwenden zu können, müssen alle notwendigen Materialinformationen direkt mit aufgezeichnet werden. Somit lässt sich zu einem späteren Zeitpunkt die Prozesskette erweitern, ohne weitere Materialtests durchführen zu müssen, sofern alle Kennwerte vorliegen. Besonders wichtig, gerade für die dynamische Betrachtung, ist das Aufzeichnen der Materialkurven bei nichtlinearem Materialverhalten, wie beispielsweise beim Schubmodul. Nur so kann die Anisotropie des Materials annähernd gut beschrieben werden, um möglichst realistische Modelle zu erzeugen. Um das komplexe Materialversagen möglichst realistisch abbilden und prognostizieren zu können, wie z.B. die Unterscheidung zwischen einem Faserbruch, einer Delamination und einem Zwischenfaserbruch, oder die Unterscheidung nach den unterschiedlichen Versagenskriterien (beispielsweise Puck, Tsai-Wu, ...), ist die Dokumentation bei der Materialprüfung von enormer Wichtigkeit, um diese später in die Modelle implementieren zu können. Die am häufigsten verwendete Fehleranalyse ist ein einfaches empirisches Kriterium innerhalb einer Ebenen Lage mit einem maximalen Belastungskriterium für Berechnungen außerhalb der Ebene [42]. Die gängigsten und hier verfügbaren Versagenskriterien sind die nach Hill's, Hoffmann's, Tsai-Wu und Hashin. Das bereits erwähnte Versagenskriterium nach Puck ist vermutlich aufgrund der erhöhten Komplexität zur Beschreibung des Bruchverhaltens und bedingt durch die Puck'schen Parameter, welche zur Berechnung notwendig sind, nicht implementiert. Somit unterscheidet keines der zur Auswahl stehenden Versagenskriterien zwischen den bereits in Abbildung 2.4 dargestellten unterschiedlichen Bruchmodi A, B, und C sondern zeigt nur an, dass in einer Lage des Bauteils Versagen vorliegt, jedoch nicht in welcher Form.

Um die Vorhersage eines möglichen Versagens des Laminats zu erleichtern, werden Fehlerindizes für die Lagen und das Bindungsmaterial berechnet. Während es für diese Berechnungen mehrere Theorien gibt, ist ihr gemeinsames Merkmal die Skalierbarkeit der Fehlerindizes zur relativ zulässigen Spannung, sodass:

- Der Wert eines Fehlerindex kleiner als 1,0 anzeigt, dass die Spannung/Dehnung innerhalb der zulässigen Grenzen liegt.
- Ein Fehlerindex oberhalb von 1,0 zeigt an, dass die zulässige Spannung/Dehnung überschritten wird.

- So würden nach der Formel einige Ausfallkriterien (z. B. Tsai-Wu und Hoffman) je nach Problem den negativen Lagenausfall erzeugen.

Die Festigkeitskriterien laut Hypermesh Dokumentation ergeben sich wie folgt:

Dehnungskriterium:
$$F_{Dehnung} = \max \left(\left| \frac{\varepsilon_1}{\bar{X}} \right|; \left| \frac{\varepsilon_2}{\bar{Y}} \right|; \left| \frac{\gamma_{12}}{\bar{S}} \right| \right) \quad (2.9)$$

Hill Kriterium:
$$F_{Hill} = \frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \quad (2.10)$$

Das Kriterium nach Hill unterscheidet in diesem Fall nicht zwischen Zug- und Druckfestigkeit des Materials.

Hoffmann Kriterium:

$$F_{Hoffmann} = \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \right) \sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X_t X_c} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \quad (2.11)$$

Tsai-Wu Kriterium:

$$F_{Tsai-Wu} = \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \right) \sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} + \frac{\gamma_{12}^2}{S^2} + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 \quad (2.12)$$

Somit unterstützen die Kriterien nach Hoffmann und Tsai-Wu bedingt die Auswertung von Druckfestigkeiten, wobei Tsai-Wu noch um einen Interaktionskoeffizienten ergänzt wird. Der Interaktionskoeffizient F_{12} beschreibt einen spezifischen Faktor, der experimentell ermittelt werden muss und laut Tsai einen Gültigkeitsbereich von $-1 \leq F_{12} \leq 1$ hat. Dessen Einfluss ist allerdings nicht klar definiert, weshalb dieser Faktor, wie durch die Voreinstellung von Hypermesh definiert, gleich null gesetzt wird. Laut Literatur wird der Wert wie folgt angenommen:

Tsai-Wu Koeffizient:
$$F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{X_1^t * X_1^c} * \frac{1}{X_2^t * X_2^c}} \quad (2.13)$$

Abbildung 2.9 zeigt zur Verdeutlichung Simulationsergebnisse eines Bauteils, welches in einem Torsionsversuch mit unterschiedlich gewählten Versagenskriterien ausgewertet wurde. Der Torsionsversuch wurde gewählt, da sich ein unsymmetrischer Spannungszustand über dem Bauteil einstellt wodurch die Ergebnisse besser bewertet werden können. Es muss erwähnt werden, dass die gezeigten Ergebnisse lediglich relativ zueinander bewertet werden können und eher der Veranschaulichung der Versagenskriterien dienen. So bilden das Versagenskriterium nach Hoffmann (Abbildung oben links) und das nach Tsai-Wu (Abbildung unten rechts) hier die Realität am ehesten ab. Da das Versagen nach Hill (Abbildung unten links) keine Unterscheidung zwischen Zug- und Druckbeanspruchung macht, bilden sich kleinere Hotspots über dem Bauteil. Das Dehnungskriterium (Abbildung oben rechts) zeigt ein fast spiegelsymmetrisches Ergebnis, was bei dem angewendeten Torsionsversuch untypisch ist und auf die bereits erwähnte nicht vorhandene Unterscheidung zwischen Zug- und Druckbeanspruchung hinweist.

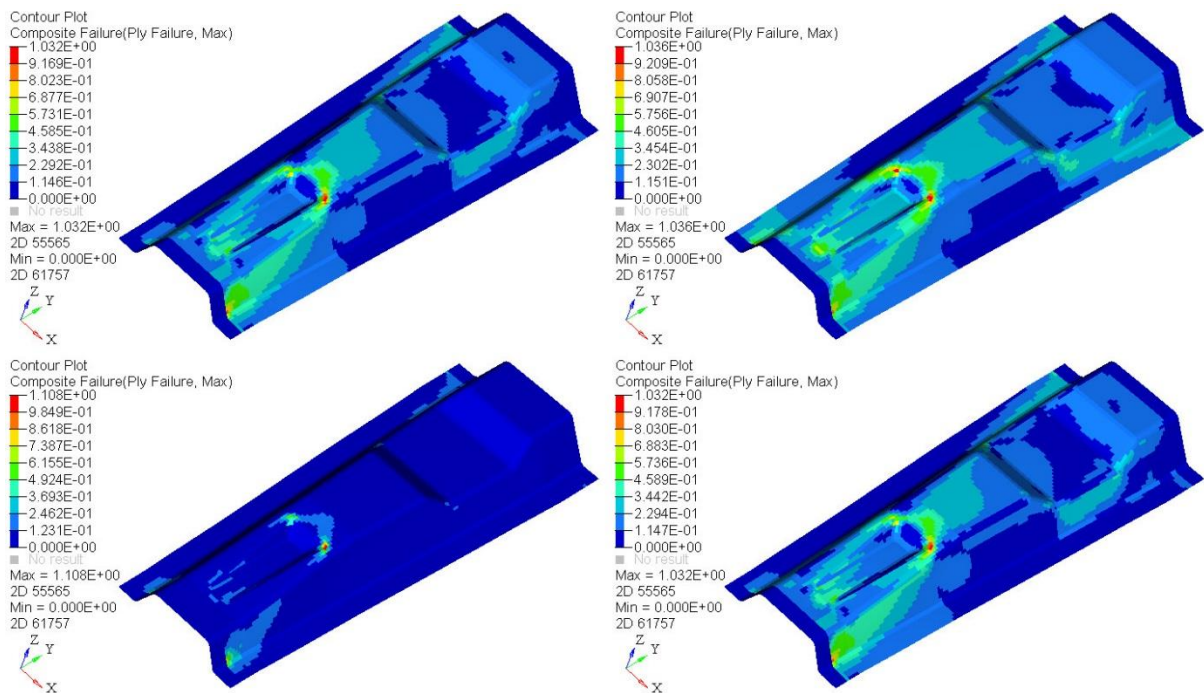


Abbildung 2.9: Gegenüberstellung der Versagenskriterien die von Hypermesh unterstützt werden. Kriterium nach Hoffmann (Abbildung oben links), bezogen auf die Dehnung (Abbildung oben rechts), nach Hill (Abbildung unten links) und nach Tsai-Wu (Abbildung unten rechts) werden dargestellt.

Da nur Tsai-Wu und Hoffmann zwischen Zug- und Druckfestigkeit unterscheiden und es im direkten Vergleich der beiden Versagenskriterien keine erkennbaren Unterschiede zu

geben scheint, wird sich aufgrund des bestimmbaren Tsai-Wu Interaktionskoeffizient F_{12} für dieses Versagenskriterium entschieden.

2.4. Gewählte Software

Um die richtigen Programme für die Simulationskette auszuwählen, wird wie folgt vorgegangen: Der Datenaustausch zwischen dem im vorangegangenen Kapitel 2.3 als Software-Istzustand erwähnten Programm hat sich über einen langen Zeitraum etabliert und wird für das Tagesgeschäft verwendet. Aus diesem Grund wird besonderer Wert auf das nahtlose Einfügen des Bindeglieds, dem CAM-Programm, in die Prozesskette gelegt. Sortiert man diese nun nach Kompatibilität mit der aktuellen Prozesssimulation und der Aufgabenstellung zur Entwicklung einer Prozesskette zur Simulation von Faserverbundbauteilen, sollte zur Implementierung eines neuen Programms und der damit einhergehenden Einführung einer neuen Methodik versucht werden, die Komplexität überschaubar zu halten. Dadurch kann z. B. die Sensitivität der neu geschaffenen Prozesse besser bewertet werden. Zur Weiterentwicklung dieser Methodik kann, falls gefordert, zu jedem Zeitpunkt die Komplexität erhöht und basierend auf den hier gewonnenen und bewerteten Ergebnissen angepasst werden. Laut *Lamers* [45] ist die geometrische Drapiermethode dazu bestens geeignet, da diese mit einer kurzen Rechendauer zur schnellen Ergebniserzeugung bei ausreichender Genauigkeit gelangt.

Anhand dieser Anhaltspunkte stehen lediglich die folgenden in Tabelle 2.3 erwähnten Programme zur Wahl. Das sind zum einen Siemens Fibersim, Ansys Composite Preppost, Patran Composite Modeler und Catia V5 Composite Design. Alle erwähnten Programme bieten eine gute Anbindung an die gängigen Tools sowie ausreichend Import- und Exportschnittstellen bei vergleichsweise geringem Aufwand bei der Bestimmung der benötigten Prozessparameter. Betrachtet man nun die vorselektierten Programme unter folgenden Kriterien, sollte eine Auswahl getroffen werden können.

- Integration in die bestehende statische und dynamische Simulationskette
- Schnittstellen zu gängiger Software vorhanden
- Software in bekannter Umgebung (z. B. als Applikation)
- Bei bereits bekannter Software weniger Einarbeitung für Mitarbeiter notwendig
- Support muss gewährleistet sein
- Schulungen müssen angeboten werden

- Umfangreiche Anwendergemeinschaft (Austausch auf Tagungen und Konferenzen)
- Offenes Dateiformat bei Datenimport und -export
- Lagen- und Zonenbasierter Export möglich

Da alle Programme die vorgestellten Kriterien ähnlich gut abdecken und nahezu alle über die notwendigen Exportschnittstellen verfügen, ist der Unterschied diesbezüglich nur gering. Allerdings sind nur Fibersim und Catia V5 Composite Design direkt in ein CAD-Programm in Form einer Applikation integrierbar, wodurch die Daten nicht wie üblich über ein neutrales Schnittstellenformat wie IGES oder STEP ausgetauscht werden müssen. Da in der Fibersim Applikation von NX das direkte Anlegen einer MAT8 Materialdatenbank für den Präprozessor unterstützt wird und damit die erzeugten Drapierinformationen mit den dazugehörigen Materialparametern in Altairs Hypermesh direkt eingelesen werden können sowie ausreichend Exportschnittstellen an die Präprozessoren für LS-Dyna und Optistruct gegeben sind, wird NX als CAD-Software gewählt. Schematisch sieht die Simulationskette für faserverstärkte Bauteile, wie in Abbildung 2.10 gezeigt, dann aus.

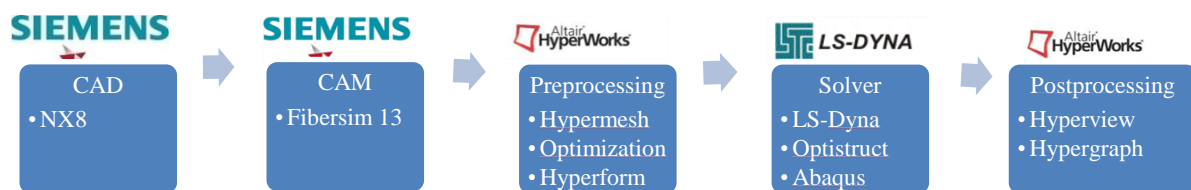


Abbildung 2.10: Aktueller Simulationsprozess für statische und dynamische Strukturberechnung inklusive des Drapierprogramms Fibersim.

Im nun gewählten CAD-Programm NX8 ist kein direkter Datenaustausch notwendig, da die Geometrie direkt in der CAD-Umgebung verändert werden kann. Schnelle Optimierungsschleifen bei Drapierproblemen können direkt, wie in Abbildung 2.11 dargestellt, umgesetzt werden. Dabei wird eine Geometrie im Datenformat PART oder IGES erzeugt und zusätzlich eine Datei im offenen H5-Format, die die Simulations- und Drapierparameter beinhaltet. Diese müssen erst für die Datenweitergabe an den Präprozessor erzeugt werden, nicht jedoch innerhalb der Fibersim/NX Umgebung. Die Fibersim-Datei enthält im Wesentlichen Informationen für drei unterschiedliche Adressaten. Dazu gehören alle notwendigen Komponenteninformationen, wie die Anzahl der Lagen, deren Faserwinkel, die Dicken und die Ausrichtung zum Koordinatensystem. Des Weiteren noch die aufbereiteten Material- und die Elementinformationen in Abhängigkeit vom gewählten

Präprozessor für den Import. Nach dem Import der H5-Datei in Hypermesh werden die Drapierinformationen auf die Elemente des Bauteils abgebildet, auch „Mappen“ genannt. Durch die Integration des Drapierprogramms als Applikation in ein Konstruktionsprogramm werden viele Probleme, die in Kapitel 2.2 aufgezeigt werden, abgeschwächt, wie z. B. die Implementierungsdauer und Schnittstellenprobleme.

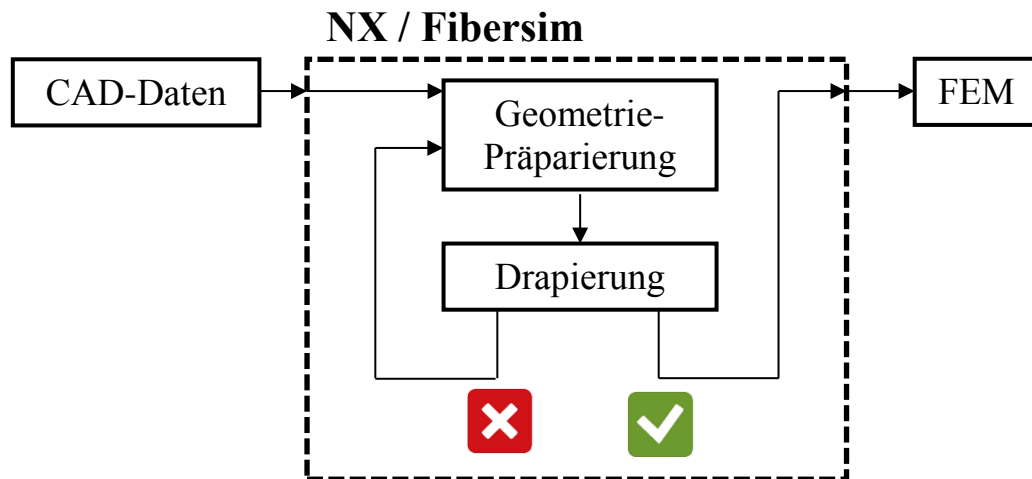


Abbildung 2.11: Erzeugung und Bearbeitung der CAD-Daten innerhalb des CAD Programms NX.

3. Wege zur Reproduktion von verlässlichen Materialkennwerten

Die Materialkennwertermittlung nimmt bei den Faserverbunden eine besonders wichtige Rolle ein. Sie bildet den Grundstein der Auslegung, egal ob es sich um eine Vorauslegung durch die klassische Laminattheorie oder um eine komplexe FEM-Analyse für sicherheitsrelevante Bauteile für die Luft- und Raumfahrt handelt. Sie ist sehr aufwendig und extrem kostengetrieben, weshalb im Vorfeld eine geeignete Vorgehensweise und Testprozeduren gewählt werden sollten, um diese so effizient wie möglich zu gestalten. Doch welche Tests sind wirklich notwendig und wie sollten diese ermittelt werden, um das Bauteilverhalten möglichst exakt abzubilden? Abbildung 3.1 zeigt schematisch die in diesem Kapitel betrachtete Testprozedur mit der zusätzlichen Untersuchung der Zusammenhänge zwischen der Simulationskette und dem Fertigungsprozess.

Meistens stehen zur Charakterisierung eines Kennwerts eine Vielzahl von Tests zur Auswahl, die jedoch häufig nicht das physikalische Modell hinter der Simulation widerspiegeln. Nach welchen Kriterien passt man also seine Materialtests der Simulation an? Aus diesen Gründen werden in diesem Kapitel alle für eine statische und dynamische Simulation relevanten Tests genauer betrachtet.

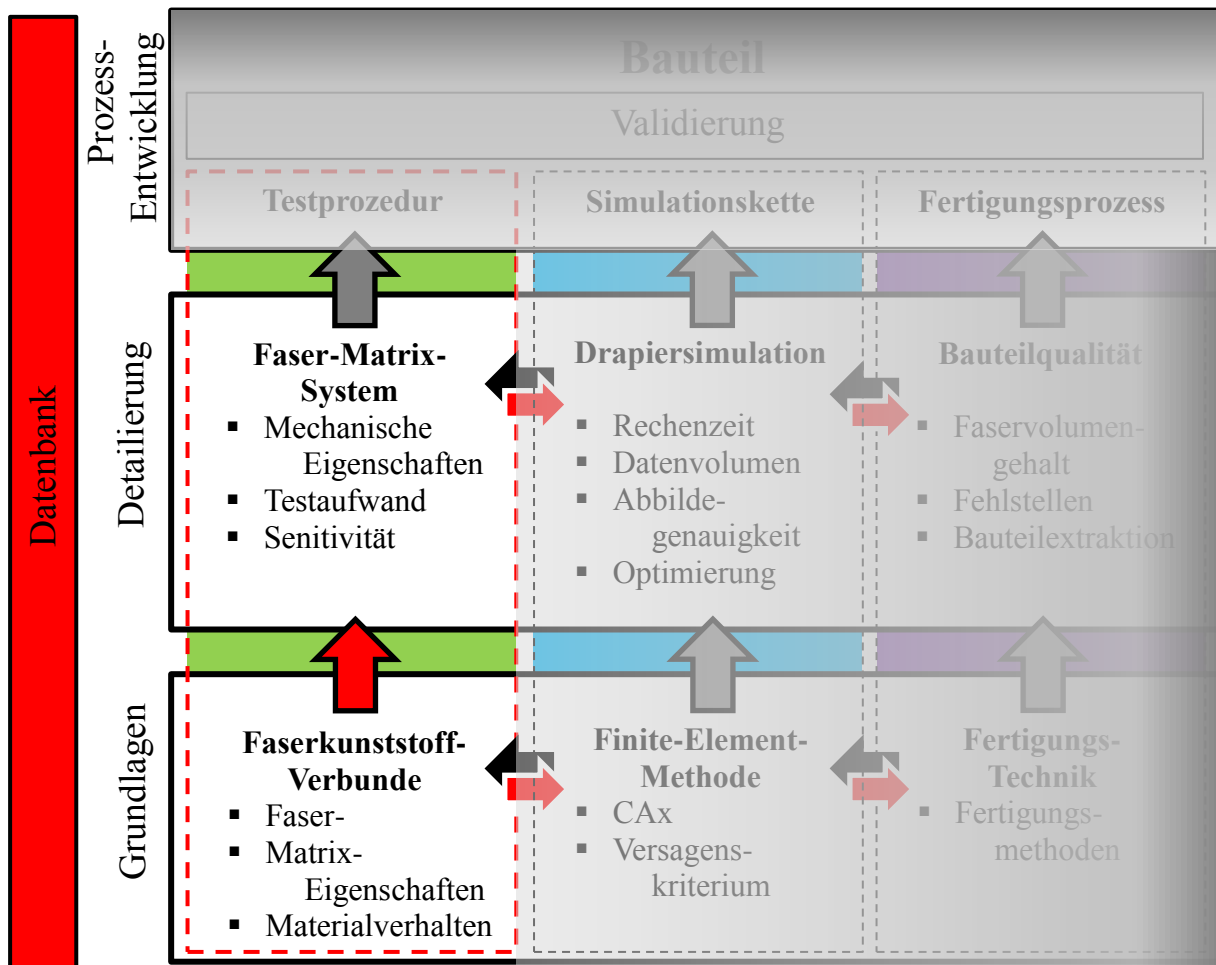


Abbildung 3.1: Themenübersicht von Kapitel 3

In dieser Arbeit kommen zwei unterschiedliche Fasern mit selbigem Hot-Melt Harzsystem zum Einsatz, wodurch ein direkter Vergleich der Ergebnisse untereinander unter Berücksichtigung eines Fehlereinflusses möglich ist. Die Verwendung zweier unterschiedlicher Fasern ist dem Portfolio des Prepregherstellers geschuldet, da häufig nur bestimmte Faser-Webart-Kombinationen beim textilen Halbzeug gefertigt und dadurch auch nur diese in gewünschter Qualität bereitgestellt werden können. Außerdem werden die Materialparameter, die mindestens für eine FEM-Analyse notwendig sind, an zwei unterschiedlichen Orten geprüft, um darüber hinaus den Einfluss der Prüfmaschine und des Prüfortes beurteilen zu können. Der Prüfer wird dabei nicht gewechselt. Um einen Einfluss der Probenpräparation auszuschließen, werden die Proben immer am gleichen Ort, von der gleichen Person und mithilfe der gleichen Prüfvorrichtungen durchgeführt, also unter gleichen Bedingungen. Da nicht nur unterschiedliche Fasern, sondern auch unterschiedliche Halbzeugtypen, einmal in Form eines Multiaxial-Geleges, auch „non-crimp-fabric“ (NCF) genannt, und zum anderen als Köpergewebe zum Einsatz kommen, sollte das Gewebematerial

idealerweise auch in Form eines unidirektionalen Materials getestet werden. Dadurch lassen sich Rückschlüsse auf die Verhaltensänderung durch den Webprozess und die entstehende Ondulation ziehen. Da dieses Material in dieser Form nicht zum Standardsortiment des Lieferanten gehört, wäre die Fertigung eines solchen Materials eine Sonderanfertigung gewesen, welches erfahrungsgemäß einer hohen Streuung unterliegt und somit die Effekte nicht eindeutig hätten zugeordnet werden können. Aus diesem Grund wird auf die Analyse dieses Zwischenschritts bei der Materialcharakterisierung verzichtet.

Zur Durchführung der Tests kommen im Prüflabor der Opel Automobile GmbH zwei unterschiedliche Prüfmaschinen für die Festigkeits-, Dehnungs- und Querkontraktionsmessung zum Einsatz. Zum einen eine Zwick Roell Universalprüfmaschine Retroline Modell Z100 mit einer Kraftmessdose bis 10 t und eine Makroextense Modell BT2-EXMACRO.H12 für die Dehnungsmessung. Zum anderen eine Zugprüfmaschine der Firma Instron GmbH Modell 2525-174-43769 mit einer Kraftmessdose bis 200 kN Zug/Druck. Für die Dehnungs- und Querkontraktionsmessung kommt ein Instron Advanced Video Extensometer Modell 2663-821 zum Einsatz. Alle Prüfmaschinen werden in einem 12-Monats-Rhythmus kalibriert, um die Qualität der Messergebnisse zu gewährleisten. Im Prüflabor des Instituts für Polymerwerkstoffe und Kunststofftechnik (PuK) der Technischen Universität Clausthal steht ebenfalls eine Zwick Roell Universalprüfmaschine mit einer Kraftmessdose bis 2 oder 10 kN. Als Zusatzausstattung verfügt die Anlage über einen Schraubprobenhalter und ein makroXtens Extensometer, ebenfalls von der Firma Zwick Roell.

3.1. ASTM gegenüber DIN

Da die Opel Automobile GmbH mit dem Mutterkonzern GM ein global agierendes Unternehmen mit mehreren technischen Entwicklungszentren ist, bedarf es der Unterscheidung zwischen den beiden nationalen Standardisierungsorganisationen Deutschlands und der Vereinigten Staaten von Amerika. Dazu werden, wie in Tabelle 3.1 gezeigt, die Normen für die hier verwendeten Materialien angesehen und miteinander verglichen. So können eventuelle Gemeinsamkeiten oder Unterschiede aufgezeigt werden um eine international gültige Prüfprozedur einzuführen, damit beide Entwicklungszentren weiterhin auf nationaler Ebene normgerecht mit externen Partnern arbeiten können. Somit ist ein Austausch innerhalb des GM Konzern möglich. Da ein Großteil aller Normen bereits zwischen Gewebe und Gelege sowie zwischen unterschiedlichen Matrixmaterialien

unterscheidet, ist dies nicht bei allen Normen möglich. Auch sind stellenweise Änderungen am Vorgehen notwendig, auf die in der Dokumentation explizit hingewiesen wird. Um eine überschaubare Testmatrix zu erhalten, werden Änderungen, wie etwa die Anpassung der Prüfgeschwindigkeit oder der Probengeometrie vorgenommen. In den meisten Fällen stimmen die Vorgaben der American Society for Testing and Materials (ASTM) und die des Deutschen Instituts für Normung (DIN) überein. Vielfach bestehen die Unterschiede in der Prüfgeschwindigkeit, was einen Einfluss auf E_{Zug} haben kann, und in der Auswertung der Ergebnisse. Da in den ASTM-Normen die Probengeometrien jeweils in beiden Einheitensystemen, dem angloamerikanischen und dem metrischen, angegeben sind, wird die Vergleichbarkeit stark vereinfacht und alle Probekörper können in Millimetern (mm) aus den Probenplatten extrahiert werden. Je nach Prüfparameter und Halbzeug gibt es stellenweise nur eine gültige Norm oder auch gar keine wie z.B. bei den Bruchzähigkeitsuntersuchungen G_C . Im Laufe dieser mehrjährigen Arbeit wurden Normen zurückgezogen und wieder reaktiviert oder für ganz ungültig erklärt. Für den Fall der überlagerten Mixed Mode Bruchzähigkeitsuntersuchung (MMB) am gewebten Halbzeug gibt es bis zum jetzigen Zeitpunkt keine gültige Norm einer Standardisierungsorganisation, wodurch die ASTM-Norm für unidirektionale Materialien mit Modifizierung ebenfalls für den Gewebeversuch angewendet werden musste.

Auf das Abprüfen der Normen in Dickenrichtung wurde verzichtet, da es sich wie bereits in Kapitel 1.2 erwähnt um die Betrachtung dünnwandiger, flächiger Bauteile handelt, bei dem diese Richtung aufgrund ihres geringen Einflusses vernachlässigt werden kann. Die Bruchzähigkeitswerte sind jedoch für die Darstellung der Degradation und des Bruchverhaltens für die Simulation von großer Bedeutung, was im Kapitel 3.7 näher beschrieben wird. Auffällig ist die Unterscheidung der DIN-Norm beim Zugversuch in 0° und in 90° Richtung für unidirektionales und gewebtes Material. Hier findet, um den Einfluss der Ondulation des gewebten Halbzeugs sowie der halbierten Anzahl an Faser gerichtetem Material in Zug- oder Druckrichtung zu berücksichtigen, eine Anpassung der Probengeometrie statt. Die amerikanische Prüfmethode verweist ebenfalls auf zwei unterschiedliche Probengeometrien, bedingt durch die Anpassung der Probendicke. Laut deutscher Prüfnorm ergeben sich ebenfalls zwei Probengeometrien, allerdings müssen bereits drei unterschiedlich dicke Probenplatten gefertigt werden, um eine vollständige Materialcharakterisierung durchzuführen.

Description	Symmetries	Material	ASTM	Geometry	DIN	Geometry
Young's Modulus/ Poisson's Ratio/ Tensile strength	E1/ Nu12/ XT	Unidirectional Weave	ASTM D3039	250x15x1	DIN EN ISO 527-5 DIN EN ISO 527-4	250x15x1 250x25x3
	E2/ Nu13/ YT	Unidirectional Weave	ASTM D3039	175x25x2	DIN EN ISO 527-5 DIN EN ISO 527-4	250x25x2 250x25x3
	E3/ Nu32	Unidirectional Weave	-	-	-	-
Shear strength/ Shear moduli	SS21/ GAB = G21	Unidirectional Weave	ASTM D4255	150x120x2	DIN SPEC 4885	165x165x3
	SS13/ GCA = G13	Unidirectional Weave	ASTM D4255	150x120x2	DIN EN ISO 14129	250x25x2
	GBC = G32	Unidirectional Weave	-	-	- -	- -
Longitudinal compressive strength	E1C/ XC	Unidirectional Weave	ASTM D695	79,4x19x $\leq 3,2$	DIN EN ISO 14126 (A) DIN EN ISO 14126 (B1)	110x10x2
Transverse compressive strength	E2C/ YC	Unidirectional Weave	ASTM D695	79,4x19x $\leq 3,2$	DIN EN ISO 14126 (A) DIN EN ISO 14126 (B1)	110x10x2
Fracture toughness for Model I	GIC	Unidirectional Weave	ASTM D5528 -	125x20x3 -	DIN 65563/ DIN EN 6033	250x25x3
Fracture toughness for Model II	GIIC	Unidirectional Weave	DIN EN 6034	125x20x3	DIN 65563/ DIN EN 6034	110x25x3
Fracture toughness for Mixed mode	MMB	Unidirectional Weave	ASTM D6671 -	125x20x3 -	- -	- -

Tabelle 3.1: Übersichtstabelle aller verwendeten ASTM und DIN Normen inklusive der Proben-Geometrien und der Prüfparameter.

3.2. Arten zur Bestimmung der Materialkennwerte

Vor jeder Vorauslegung und jeder FEM-Analyse müssen die benötigten Materialparameter bestimmt werden. In nur wenigen Fällen lassen sich alle benötigten Materialparameter in einer Quelle finden, sodass mehrere Quellen durchsucht werden müssen. Es gibt, wie in

Abbildung 3.2 dargestellt, fünf unterschiedliche Vorgehensweisen, um diese Eigenschaften zu erhalten, welche ebenfalls noch miteinander kombiniert werden können. Um die Überschaubarkeit zu gewährleisten, wird für zwei unterschiedliche und gängige Fasern versucht, die Materialkennwerte, die zur Simulation benötigt werden, zu prognostizieren. Dieses Kapitel soll die Vor- und Nachteile der einzelnen Vorgehensweisen beleuchten und anschließend den besten Lösungsweg aufzeigen in Abhängigkeit der für die Simulationen benötigten Genauigkeit.

So ist es naheliegend, die Informationen aus den beigelegten Datenblättern zu entnehmen. Dann gibt es noch die Möglichkeit, sich die Information aus der Literatur zu beziehen oder sich diese anhand unterschiedlicher Formeln herzuleiten. Jedoch sollte beachtet werden, dass diese für die mathematische Berechnung benötigten Eingabeparameter ebenfalls ermittelt werden müssen. Sollte nicht die gewünschte Materialkombination gefunden werden, bleibt nur der Weg auf ähnliche Materialkombinationen auszuweichen oder in letzter Instanz die Materialparameter im Versuch unter Laborbedingungen selbst zu bestimmen. Jede Vorgehensweise ist mit unterschiedlich hohem Aufwand und Kosten verbunden, jedoch stehen diese häufig in Korrelation zur Genauigkeit der Ergebnisse.

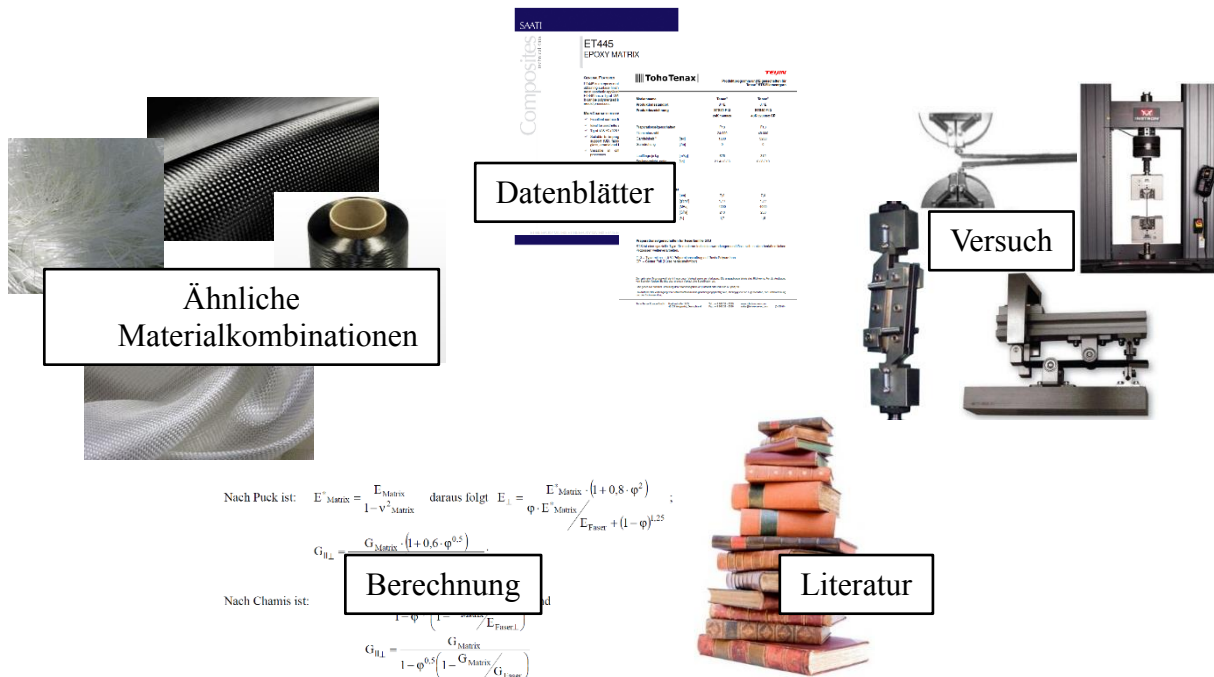


Abbildung 3.2: Übersicht der Möglichkeiten zur Bestimmung der Ingenieurskonstanten

Ein Großteil der Datenblätter, die für Kohlenstofffasermaterial zur Verfügung stehen, hat ihren Ursprung in der Luft- und Raumfahrt. Dort gibt es strenge Auflagen und jede Veränderung einer der Materialeigenschaften muss genauestens dokumentiert werden. Ein Großteil der Datenblätter beinhaltet Präparationseigenschaften wie Schlichteanteil, Spulengewicht und die Garnfeinheit. Diese Informationen spielen in der Simulation oder Vorauslegung von Bauteilen eine untergeordnete Rolle und können daher vernachlässigt werden. Ein geringer Anteil der wichtigsten mechanischen Eigenschaften, wie z. B. die Zugfestigkeit, das Elastizitätsmodul in Faserrichtung sowie die Druckfestigkeit, sind häufig in den Datenblättern vermerkt. In einigen wenigen Fällen wird sogar eine Auskunft über die Schubfestigkeit und die Festigkeit quer zur Faser angeben. Doch fehlt hier vielfach die Angabe, mit welchen Tests die Kennwerte ermittelt, welches Matrixsystem verwendet und mit welchem Faservolumenanteil diese Werte ermittelt wurden. Gerade die Angabe des Faservolumenanteils ist entscheidend, um den Kennwert vom Faseranteil des Probekörpers auf den des Bauteils zu skalieren (Siehe Kapitel 3.9). In detaillierteren Datenblättern sind diese Angaben zu finden, häufig sogar mit Zusatzinformationen bezüglich der Verbundeigenschaften, also des Materials in einer definierten Faser-Matrix-Kombination. Einige Faserhersteller haben über die Jahre ihre eigenen internen Prüfprozeduren entwickelt, anhand derer die Materialkennwerte erlangt werden. Diese können beim Wechsel innerhalb

der Produktpalette eines Faserherstellers für erste Näherungen verwendet werden. Ein direkter Vergleich interner und somit nicht bekannter Prüfprozeduren mit bekannten Normen zeigt sich allerdings als schwierig. Sollten diese Werte in den Datenblättern dokumentiert sein, fehlt es häufig an der Angabe, welches Harzsystem verwendet wurde und welche Materialeigenschaften das Matrixsystem hat. Diese Informationen sind jedoch außerordentlich hilfreich für die Berechnung der noch für die Simulation fehlenden Kennwerte. Selbst wenn alle gängigen Kennwerte vollständig im Datenblatt dokumentiert sind, fehlt z. B. für die dynamische Bauteilsimulation noch die Berücksichtigung der Nichtlinearitäten und eventuelle Einflüsse der Probenfertigung, wie z. B. die Verwendung von Aufleimern. Falls vorhanden, bietet es sich an, die gegebenen Laminatkennwerte aus den Datenblättern genauer zu untersuchen. So sind die Zugfestigkeit und der Modul in Faserrichtung weitestgehend unabhängig von der Matrix bzw. ergibt sich eine gute Übereinstimmung der gemessenen mit den abgelesenen Kennwerten aus dem Datenblatt. Zu beachten ist, in welcher Form das Halbzeug vorliegt, als Tape oder als Gewebe. Da Faserhersteller ihr Material nur als UD-Material testen, bleibt im Falle eines bereits weiterverarbeiteten Halbzeugs nur das Wechseln der Quelle, um an die benötigten Kennwerte zu kommen. Sollte das Datenblatt keine weiteren Informationen enthalten, bleibt nur der Weg über eine der anderen in

Abbildung 3.2 aufgezeigten Möglichkeiten. Ergänzend zu den bereits gesammelten Kennwerten kann versucht werden, die fehlenden Materialkennwerte mathematisch zu berechnen. Die gängigsten Formeln stellen dabei die Mischungsregel, die Berechnung nach Chamis oder Puck dar.

Bezogen auf das Matrixsystem fehlen die benötigten Angaben häufig gänzlich, gemeint sind damit die Festigkeiten, die Elastizitätsmoduln unter Zug- und Schubbelastung sowie die Querkontraktionszahl derselbigen. Des Weiteren sind Angaben bezogen auf die Schubeigenschaften der reinen Faser, Zugfestigkeit, Elastizitätsmodul und Querkontraktionszahl sowie die reinen Fasereigenschaften quer zur Faser schwer zu beschaffen. Somit können in diesem Fall für die erwähnten zwei unterschiedlichen Fasern nicht alle Kennwerte für eine Vorauslegung ermittelt werden. Jetzt kann versucht werden, die noch fehlenden Werte, die zur Berechnung benötigt werden, aus der Literatur zu beziehen oder entnimmt die fehlenden Materialparameter direkt aus der Literatur. In beiden Fällen sind Literaturwerte mit Vorsicht zu verwenden, da häufig die Auswertemethoden nicht bekannt sind und falls doch, deren Sorgfalt bei der Prüfung nicht beurteilt werden kann. Aus diesem

Grund sollten Kennwerte nur aus wissenschaftlichen Quellen herangezogen und falls möglich anhand mehrerer unterschiedlicher Quellen geprüft werden. Ein Bündeln mehrerer Literaturwerte kann hilfreich sein, um die Genauigkeit der Aussage zu erhöhen. Für ein UD-Material finden sich häufiger Quellen, jedoch selten mit dem gleichen Harzsystem und gleicher Fertigungsmethode.

Gerade bei der Suche nach gleichen Voraussetzungen, in Kombination mit der gleichen Webart, gestaltet es sich als Herausforderung, die passenden Materialkennwerte zu ermitteln. Gelingt dies nicht, hilft das Suchen nach einer ähnlichen Materialkombination durch beispielsweise das Wechseln von einer Atlasbindung auf eine 2x2 Körperbindung oder der Wechsel von einer UHT auf eine HT Faser. Natürlich haben die Webart und der Kohlenstofffasertyp, siehe Kapitel 1.4, einen Einfluss auf die Materialeigenschaften, jedoch müssen diese Abstriche für den Erhalt von Kennwerten in Kauf genommen werden.

Als letzte Möglichkeit können entweder die noch fehlenden oder alle benötigten Materialkennwerte im Versuch ermittelt werden. Diese Methode ist die kosten- und zeitintensivste, jedoch auch die genaueste Möglichkeit der Kennwertermittlung. Hier können nicht nur zusätzlich die Nichtlinearitäten mit aufgezeichnet, sondern auch noch eventuelle Probleme bei der späteren Fertigung des Bauteils aufgezeigt werden.

3.3. Probenplattenfertigung

Da zur Charakterisierung der Lamineigenschaften verschiedene Materialprüfungen notwendig sind und diese, wie in Tabelle 3.1 dargestellt, unterschiedliche Probengeometrien benötigen, können sie zusammengefasst werden und resultieren in drei Probenplattendicken von 1 mm, 2 mm und 3 mm. Für jeweils beide Halbzeuge zusammen ergeben sich somit sechs Probenplatten. Der Vorteil der Extraktion aller Proben gebündelt aus nur drei Probenplatten liegt im reduzierten Aufwand bei der Probenherstellung. Zusätzlich werden alle Proben im gleichen Fertigungsprozess und, falls technisch möglich, sogar zeitgleich in einem Schuss, hergestellt und unterliegen somit den gleichen Fertigungseinflüssen. Sollte bei der Fertigung der Proben ein Fehler auftreten, hat dieser einen direkten Einfluss auf alle geprüften Materialparameter. Aus diesem Grund werden im Randbereich des Bauteils Flächen zur Probenextraktion eingearbeitet, um diese mit den Eigenschaften der Probenplatten zu korrelieren. In dieser Arbeit wurden alle Bauteile und Probenplatten zur Validierung der Simulation im Autoklavverfahren auf einer Vakuumpresse MVP 1830/60 der Firma Robert Bürkle GmbH gefertigt, mit einem Volumen des Innenkessels von 2950 Litern, einer

maximalen Temperatur von 250 °C und einem Betriebsdruck von -1 bis +60 bar. Somit war es möglich, ein Bauteil und eine Probenplatte zeitgleich zu fertigen, um eventuell auftretende Fertigungseinflüsse bauteil- und probenplattenübergreifend abzubilden. Zeigen nun mehrere nacheinander gefertigte und geprüfte Probenplatten die gleiche Versagenscharakteristik, kann man davon ausgehen, dass auch die Bauteile einer geringen Fertigungsungenauigkeit unterliegen. Probenplatten werden häufig unter Laborbedingungen gefertigt, die später aus Zeitgründen in der Serienfertigung so akkurat nicht realisiert werden können. Die DIN EN 2565 [46] beschreibt eine unter „Verfahren B“ benannte Vorgehensweise zur Erstellung von Probenplatten auf Prepregbasis. Anhand der DIN EN 3783 [47], welche zur Normierung von fasernabhängigen mechanischen Eigenschaften, darunter die Berechnung der theoretischen Dicke der ausgehärteten Lage nach „Verfahren C“, gültig ist und der vom Zulieferer gelieferten Datenblätter ergab sich, wie in Tabelle 3.2 gezeigt, folgender Lagenaufbau für die drei benötigten Probenplatten. Dazu wird die in der DIN EN 3783 angegebene Formel:

$$t = \frac{M_F}{\rho_F * V_n} * 10^{-1} \quad (3.1.)$$

Mit: V_n = Nennfaservolumen (Nasschemisch)

ρ_F = Mittlere Faserdichte

M_F = Flächenbezogene Fasermasse

zur Lagendickenberechnung angewendet. Wichtig ist dabei zu erwähnen, dass die zur Bestimmung der interlaminaren Energiefreisetzungsraten benötigte Delaminationsfolie in die Symmetrieebene eingearbeitet werden muss, wodurch sich zwangsläufig ein Lagenaufbau mit einer geraden Anzahl von Lagen ergibt. Bei einem Prepreghalbzeug mit einem Harzanteil laut Datenblatt von 44 % für das Gewebe und 42 % für das Gelege ergibt sich ein FVA von mindestens 56 %, da durch den Unterdruck während des Fertigungsprozesses das Harz aus dem Prepreg ins Saugvlies transportiert wird. Prognostiziert werden die Laminatdicken darum mit einem FVA von 60 %. Da beide Halbzeuge ein unterschiedliches Flächengewicht aufweisen, ergibt sich eine unterschiedliche Lagenanzahlen für die verschiedenen Probenplattendicken. Die in Kapitel 3.1 aufgezeigten ASTM und DIN Normen definieren die erlaubten Fertigungstoleranzen der Probekörpergeometrien, die bezogen auf benötigte Probendicken, bei allen DIN-Normen bei $\pm 0,2$ mm liegen und bei ASTM bei $\pm 0,1$ mm. Laut Probenplattenprognose, welche in Tabelle 3.1 dargestellt ist, ergibt sich eine Toleranzüber-

bzw. -unterschreitung bei der 3 mm Gewebe- und der 1 mm Gelegeplatte bei einem FVG von 60 %.

Geforderte Probenplattendicke	Gewebe		Gelege	
	Prognostizierte		Prognostizierte	
	Lagenanzahl	Dicke	Lagenanzahl	Dicke
1 mm	4	0,92 mm	6	1,24 mm
2 mm	8	1,85 mm	10	2,07 mm
3 mm	12	2,77 mm	14	2,89 mm

Tabelle 3.2: Übersicht zu den benötigten Probenplatten und deren prognostizierte Probenplattendicke.

Nun können Anstrengungen unternommen werden, um der Norm gerecht zu werden, wobei man sich dadurch von der Vorgehensweise wie sie beim späteren Bauteil zur Anwendung kommt, entfernt. Da es sich lediglich um einen prognostizierten Wert handelt und der tatsächliche Fertigungsprozess gewissen Fertigungstoleranzen unterliegt, wird die Vorgehensweise nicht zum Erreichen der Normdicken dieser angepasst. Zu einem späteren Zeitpunkt in dieser Arbeit werden in Tabelle 3.3 die FVA über alle Probenplattendicken, welche im nasschemischen Verfahren bestimmt wurden, aufgezeigt, die eine sehr gute Gleichmäßigkeit aufweisen. Da Prepregs heutzutage direkt mit idealem FVG für die Bauteilfertigung produziert werden, wodurch sich eine definierte Schichtdicke ergibt, können die Probenplatten nicht in jeder beliebigen Dicke gefertigt werden. Diese Dickenabweichung kann bei einigen Tests, z. B. einer Druckprüfung, zu Problemen führen und muss aus diesem Grund gekennzeichnet sein. Anhand der in Kapitel 3.1 gezeigten Übersicht aller zur Materialcharakterisierung notwendigen Versuche ergibt sich bereits im Vorfeld eine möglichst effiziente Einteilung der Probenplatten in festgelegte Bereiche für die jeweiligen Versuche, siehe Abbildung 3.4. Somit lassen sich in direkter Abfolge z. B. Probenplattenbereiche für Untersuchungen in Kett- und Schussrichtung aufzeichnen und vorbereiten. Die Delaminationsfolie, die für die Proben zur Bestimmung der interlaminaren Energiefreisetzungsrate benötigte risseinleitende Folie ist, sollte besonders dünn sein, um keine Effekte bei der Probenprüfung zu erzeugen. Die hier verwendete Folie besitzt eine Dicke von 30 Mikrometer und ist temperaturbeständig, um bei Temperaturen jenseits von 120 °C im Autoklavprozess die Probenplatte nicht zu kontaminieren. Hält man die Folie beim

Verstreichen auf dem Prepreg während des Einbringens in die Symmetrieebene etwas unter Spannung und lässt diese im Randbereich etwas überstehen, ergibt sich anhand der vorgegebenen Folienbreite von 100 mm ein sehr guter Anhaltspunkt über deren Lage bei der späteren Probenextraktion. Die exakte Bestimmung der Lage der Folie ist sehr wichtig, da die Proben vor der Prüfung nicht angerissen werden dürfen und sich somit der korrekte Zuschnitt, außer rein optisch über die Schneidflächen, erst nach der Probenprüfung zeigt. Abschließend wird noch angemerkt, dass bei der Fertigung dieser Platten auf das Einbringen der korrekten Lagenzahl und auf die exakte Ausrichtung zu achten ist, da es beim Verstreichen oder Andrücken des Materials im Handlegeverfahren zu einer lokalen Abweichung der gewünschten Faserorientierung kommen kann.

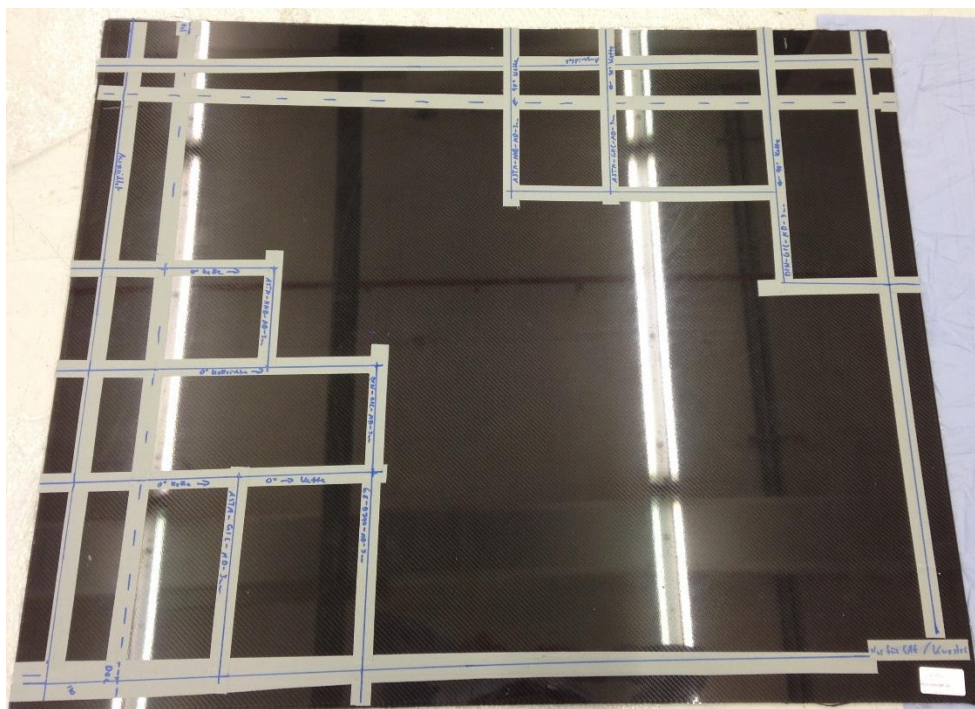


Abbildung 3.3: Darstellung einer 500x500x3 mm großen Probenplatte eines 2x2 Körper Prepreg Materials und der Einteilung dieser in kleinere Segmente zur Probenextraktion für die unterschiedlichen Prüfungen und Normen.

Die Probenplatten werden, um eine Class-A Oberfläche zu erhalten, auf einer Glasplatte gefertigt. Dabei beschreibt Class-A eine im Automobilbau definierte Oberflächenqualität für sichtbare Flächen. Durch diese Maßnahme lassen sich die Faserorientierungen der obersten Lage über die gesamte Platte einsehen und begünstigen eine genaue Probenextraktion in der gewünschten Faserorientierung. Je nach Sorgfalt bei der Einbringung des Prepreghalbzeugs kommt es zu einer Abweichung der Faserorientierung, wodurch bei der Probenextraktion Anpassungen notwendig sind. In dieser Arbeit kommt es bei der Fertigung der

unidirektionalen Probenplatte bedingt durch den hohen Matrixanteil zu einer zu geringen Evakuierung der Luft zwischen den Lagen und zusätzlich im Bereich der Delaminationsfolie zu einer unterschiedlichen Dickenverteilung ober- sowie unterhalb dieser, was Lufteinschlüsse im Laminat zur Folge hat. Aus diesem Grund wird zwischen der Glasscheibe und der ersten Prepreglage ein 30 g/m² Kohlenstofffaservlies und eine Lochfolie eingebracht, um diesen Effekt zu reduzieren. Nachteilig wirkte sich das Zusammenziehen der Lochfolie, aus thermischen Gründen, auf die Oberfläche aus. So zieht sich die Folie in Faserquerrichtung zusammen und kann stellenweise nicht rückstandslos entfernt werden, was einen Einfluss auf die späteren Materialkennwerte bedeuten kann. Tabelle 3.3 zeigt das Ergebnis der im nasschemischen Verfahren bestimmten FVA der einzelnen Probenplattendicken für beide Prepreghalbzeuge. Dies entspricht einer durchschnittlichen Abweichung über alle Probenplatten von gerade einmal 0,09 % oder einer Standardabweichung von 0,95. Das Ergebnis ist ein Beweis für eine sehr robuste Probenfertigung mit sehr hoher Gleichmäßigkeit trotz der Verwendung zweier unterschiedlicher textiler Halbzeuge.

Plattendicke [mm]	Ø FVG Gelege-Platte [%]	Ø FVG Gewebe-Platte [%]
1	61,10	-
2	60,68	58,97
3	60,80	58,90

Tabelle 3.3: Ermittelter FVA der einzelnen Probenplatten bezogen auf die Plattendicke.

Die Güte der Probenplatten wird anhand von Schliffbildern analysiert und bewertet. Bei den ersten Gelegeprobenplatten waren die Kohlenstofffasern der $\pm 45^\circ$ Halbzeuge mit Bindenähten versehen. „Durch das Vernähen der einzelnen Verstärkungsschichten können zum einen die Beschickungszeiten von Werkzeugen bei Harztransferverfahren reduziert und zum anderen die mechanischen Eigenschaften der Verbundwerkstoffe beeinflusst werden“ [12]. Viel entscheidender ist allerdings die gezielte Steigerung der interlaminaren Festigkeit durch die Nähte. Bei genauerer Analyse dieser Platten durch Schliffbilder und Aufnahmen mittels Computertomografie (CT) werden Lufteinschlüsse im ausgehärteten Material sichtbar. Man erkennt in Abbildung 3.4 wie die Evakuierung der Luft an den Nähten aussetzt und somit Fehlstellen entstehen. Die Bindenähte zeigen einen Barriereeffekt, der besonders bei den Probenplatten mit einer Dicke von 2 mm und 3 mm im Bereich der eingebrachten Delaminationsfolie auftritt. Dieser Effekt wird durch das Wechseln auf Prepreghalbzeug mit thermisch aufschmelzenden anstatt vernähten Bindenähten vermieden.

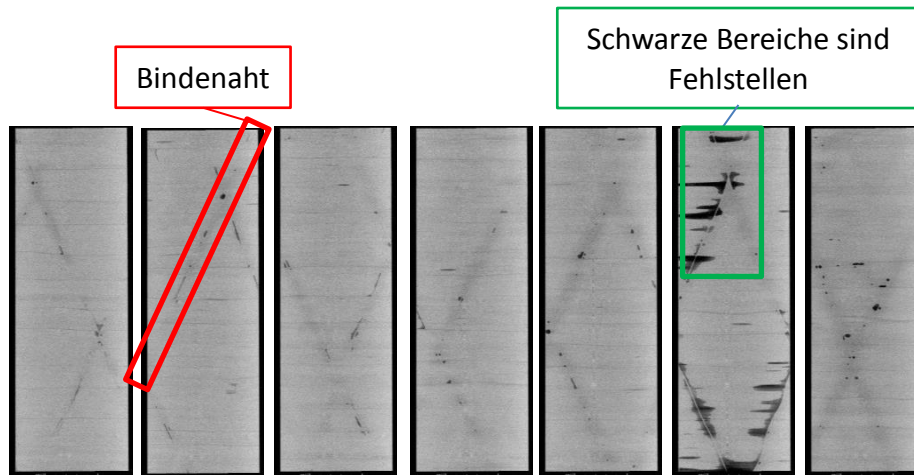


Abbildung 3.4: Schlichtbilder einer UD-Probenplatte in Dickenrichtung mit einer maximalen Auflösung des CT von 10 Mikrometer

Die Darstellung mittels Schlichtbilder, wie in Abbildung 3.5 gezeigt, bestätigt diese Aussage. Wenn mehrere Lagen UD-Material in gleicher Faserorientierung in Verbindung mit einem hohen Matrixanteil übereinander drapiert werden, kommt es durch das aufgebrachte Vakuum in den Randbereichen zu einer Art Abdichteffekt, der ein späteres Evakuieren der Luft in der Plattenmitte erschwert. Somit kommt es selbst mithilfe einiger Zwischenevakuierungen während der Fertigung und nach dem Aufbringen des Drucks im Autoklaven zu keiner weiteren Kompaktierung des Materials und die Luftblasen bleiben im Material stehen. Durch das Aufschmelzen der Bindernähte im Fertigungsprozess wird dieser Effekt unterbunden oder zumindest stark reduziert. Lediglich in der ersten Lage auf der Glasscheibe kommt es zu einer etwas erhöhten Lunkerbildung.

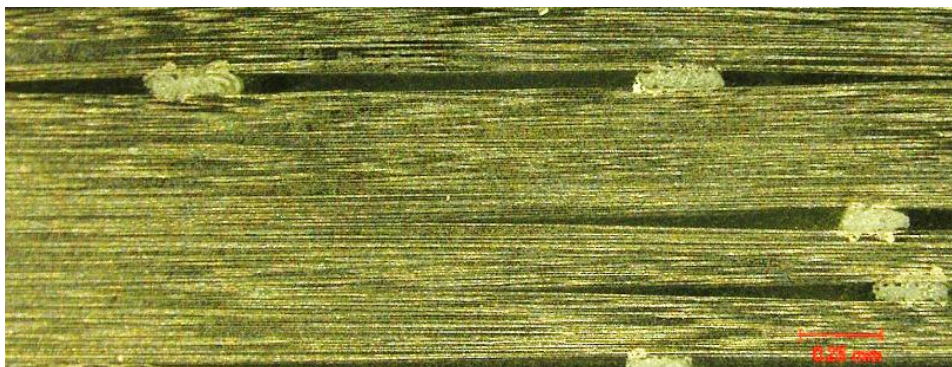


Abbildung 3.5: Schlichtbild einer unidirektionalen 3 mm dicken Materialprobe (Darstellung mit erhöhtem Bildkontrast)

Es werden keine Proben aus dem direkten Randbereich extrahiert und immer auf einen Randbeschnitt von mindestens von 50 mm geachtet, um fertigungsbedingte Randeinflüsse ausschließen zu können.

3.4. Probenpräparation und -prüfung

Bei der Probenpräparation muss besondere Aufmerksamkeit an die Probenvorbereitung für den jeweiligen Test gestellt werden. So gibt es einige Besonderheiten bezüglich der Probenpräparation bei Prüfungen, auf die in dieser Arbeit genauer eingegangen wird. Dabei handelt es sich zum einen um Aufleimer, die im Bereich der Einspannung aufgeklebt werden und um die Verklebung oder Verschraubung von Scharnieren für die Bruchzähigkeitsuntersuchung.

Die verschiedenen Standardisierungsorganisationen beschreiben sehr deutlich die Vorgehensweise, welche zu beachten ist, wenn Aufleimer zur Anwendung kommen. Diese müssen entweder aus einem definierten Stahl, aus einem Glasfaserlaminat mit einem vorgegebenen Laminataufbau oder aus dem zu prüfenden Material selbst bestehen, wobei sich die beiden ersten Varianten käuflich vorkonfektioniert erwerben lassen. Dabei lassen sich bei der Glasfaservariante keine Aussagen über die Qualität der Aufleimer treffen, was ein gewisses Risiko bezüglich deren Einflusses bei der Materialprüfung birgt. Bei der letzten Methode müssen die Aufleimer selbst gefertigt und zugeschnitten werden, was einen erhöhten Aufwand und Materialverbrauch zur Folge hat. Als Nächstes stellt sich die Frage, wie man die Aufleimer auf der Probe appliziert. Entweder direkt auf Maß geschnitten, indem man diese etwas überstehen lässt oder als Aufleimerplatten, die man auf die noch nicht zugeschnittene Probenplatte klebt und anschließend zuschneidet. Jede Methode zeigt dabei ihre Vor- und Nachteile, wobei in dieser Arbeit, nach mehreren Versuchen mit Aufleimern auf diese verzichtet wurde und die Proben nur mittels eines Reibungselements in Form von P120 Schleifleinen in der Prüfmaschine fixiert waren. Die Vorteile zeigten sich in der schnellen und einfachen Reproduzierbarkeit des Versuchs. Wird hingegen mit Aufleimern gearbeitet, kommen eine Vielzahl von Faktoren zum Einsatz, die wiederum näher betrachtet werden müssen. Welcher Kleber wird verwendet? Wie wird die Probe angeschliffen? Welche Klebeschichtdicke kann realisiert werden? Ist die Parallelität der Aufleimer und deren vollflächige Verklebung gegeben usw.. Ein Unterschied in der Klebedicke kann zu einer Veränderung der Krafteinleitung aus der Prüfmaschine durch den Kleber in den Prüfling führen ebenso wie nicht parallel zueinander aufgeklebte Aufleimer zu einer Vorspannung.

Beim Arbeiten mit Scharnieren sollte auf ein genormtes, qualitativ hochwertiges Material zurückgegriffen werden. In dieser Arbeit kamen gerollte, leichte Tischbänder nach DIN 7957 [48] mit beidseitig vernietetem Messingstift in der Dimension 25 x 30 x 0,9 mm (AxB1xC) mit sechs Schraublöchern, wie in der Norm gefordert, zum Einsatz. Die Scharniere ebenso wie die Probekörper sollten mit einem P160er Schleifstein vorbereitet werden. Jedoch muss beim Probekörper sehr behutsam vorgegangen werden, um nur die oberste Harzschicht anzurauen und nicht die darunterliegenden Fasern zu beschädigen. Die Proben sollten nach dem Verkleben mit den Scharnieren durch Klammern fixiert und hochkant abgestellt werden. Durch die 3 mm Probendicke der Probekörper zur Bestimmung der interlaminaren Energiefreisetzungsrate Mode 1 (GIC) und Mixed-Mode-Biegungs-Proben (MMB) [49] bleiben diese eigenständig hochkant stehen und die Scharniere lassen sich leichter parallel zur Probe ausrichten. Als Klebstoff wird auf einen zähelastischen Zweikomponentenklebstoff auf Methacrylsäureesterbasis der Firma Huntsman, dem Araldite 2022, zurückgegriffen. Wichtig dabei ist das Abstellen der Nietköpfe des Scharniers über einer Aussparung, wie in Abbildung 3.6 gezeigt, um ein verdrehtes Applizieren der Scharniere zu unterbinden, was zu einer schiefen Krafteinleitung und laut Norm zu einer ungültigen Probenprüfung führen kann.

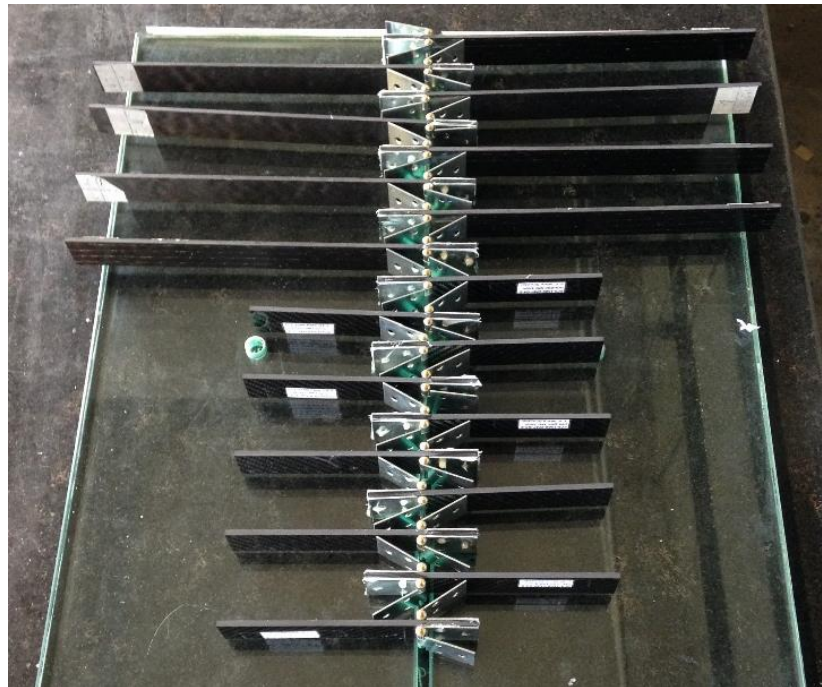


Abbildung 3.6: Probenpräparation von GIC und MMB

3.5. Probenextraktion

Des Weiteren wurde eine Untersuchung der verschiedenen Probenextraktionsarten Sägen, Fräsen [50] und Wasserstrahlschneiden durchgeführt. Diese Untersuchung hatte als Ziel, eine geeignete Methode zur Extraktion von Probekörpern und zum Besäumen der Bauteile zu finden. Unter Besäumen versteht man das Zuschneiden der Bauteile, welche mit einem geringen Übermaß gefertigt wurden. Des Weiteren lieferte es wichtige Informationen, mit welcher Methode man zu einem späteren Zeitpunkt eventuell auftretende Ausschnitte ins Bauteil einbringt. Dieser im Fertigungsprozess angesiedelte Arbeitsschritt hat eine große Bedeutung. Gerade in Abhängigkeit vom Versuch kann der entstehende Randeinfluss einen Einfluss auf die Messergebnisse haben und sollte deswegen so gering wie möglich ausfallen. So werden beispielsweise die Bauteile mit dem gleichen Verfahren wie die Probekörper extrahiert, der Säge. Hierzu werden die Möglichkeiten, die zur Extraktion von Probekörper bereits In-House zur Verfügung stehen, sondiert und diese der Probensäge des PUK als Referenz gegenübergestellt. Um nicht nur die Schnitteigenschaften in Faserlängs- und -querrichtung, sondern auch das Verhalten bei Faserondulation untersuchen zu können, wird eine 1,2 mm dicke Gewebeplatte für die Versuchsreihe gefertigt. Die Probenextraktion sollte dabei ohne Beschädigung und unter gleichbleibenden Bedingungen erfolgen. Dazu wird eine Holzschablone zur lastfreien Fixierung der Probenplatten in die jeweilige Maschine hergestellt, wodurch die Probenplatte im Randbereich mit mehreren Schrauben fixiert und somit ohne weitere lokale Spann- und Presselemente extrahiert werden kann.

3.5.1. Probensäge

Die Probenextraktion mittels Probensäge stellt aktuell, wie in Abbildung 3.7 gezeigt, die beste Möglichkeit dar, um Proben aus der Probenplatte zu extrahieren. Durch die besondere Ausführung der Trennscheibe wird das Material nicht nur durchtrennt, sondern die Schnittflächen werden zusätzlich im gleichen Prozessschritt poliert. Das ist durch die gezielte Zugabe von Wasser während des Schnitts möglich, wodurch die Probe gleichzeitig gekühlt wird, was dadurch zu einer sauberen und scharfen Schnittfläche führt. Die größte Fehlerquelle in diesem Arbeitsschritt ist die Komponente Mensch, der die Schnitte von Hand durchführen muss. Somit weichen alle Proben, trotz der Verwendung des vorhandenen Anschlags während des Zuschnitts, minimal voneinander ab. Der Vorteil liegt in der gezielten Einstellung des Schnitts parallel zur Faserorientierung jeder einzelnen Probe. Dies ermöglicht der erkennbare Faserverlauf der Class-A Oberfläche, falls eine Neuausrichtung erforderlich ist. Diese

Ausrichtung bezieht sich dabei lediglich auf die oberste Laminatschicht und lässt keine Aussage über die Ausrichtung der einzelnen Schichten zueinander zu.

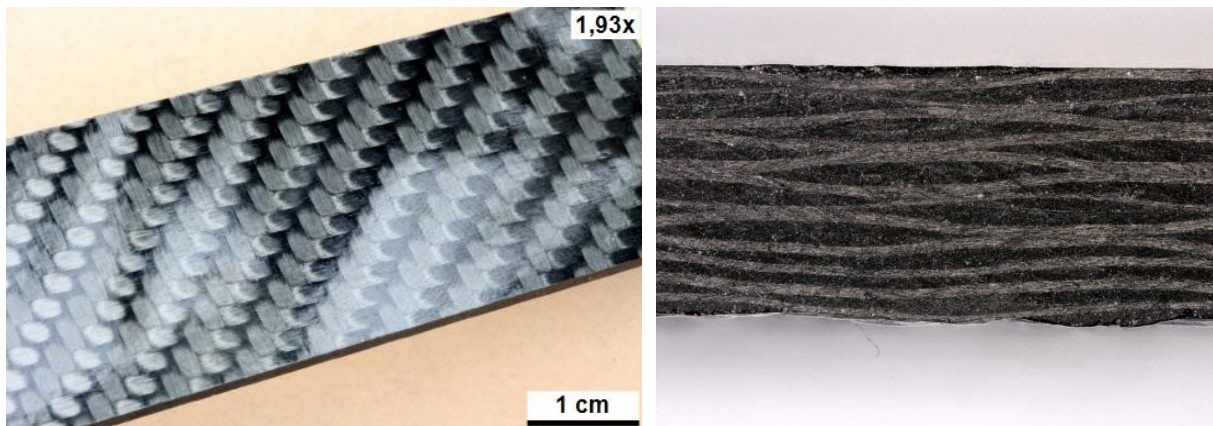


Abbildung 3.7: Detailaufnahme des Probekörpers mit Extraktion mittels Probensäge mit 1,93-facher Vergrößerung (Abbildung links); Betrachtung der Probe mit 4,09-facher Vergrößerung unter einem Mikroskop (Abbildung rechts)

3.5.2. Wasserstrahlschneiden

Wie in Abbildung 3.8 links gezeigt, entstehen beim Wasserstrahlschneiden hingegen einige Defekte in Form von Beulen entlang der Schnittkante. Diese entstehen durch den hohen Wasserdruck des Schneidstrahls, der teilweise beim Durchtrennen der einzelnen Lagen in die Zwischenfaserschicht umgelenkt wird. Dadurch wird das Material auseinandergedrückt, die einzelnen Lagen lösen sich und ein Defekt wird an der Oberfläche sichtbar. Während bei den Fasern mit einer Orientierung in Längsrichtung noch eine Schnittkante sichtbar ist, werden die Fasern in Querrichtung ausgefranst und stark vorgeschädigt. Das liegt daran, dass der Wasserstrahl hier die hochfesten Fasern selbst und nicht wie in Faserlängsrichtung, lediglich die Matrix, durchtrennen muss.

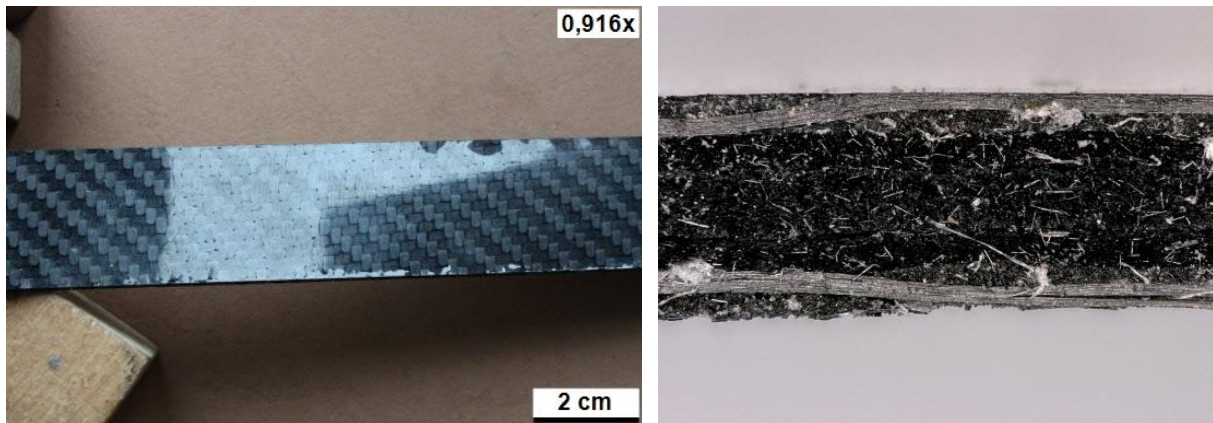


Abbildung 3.8: Detailaufnahme des Probekörpers mit Extraktion mittels Wasserstrahlschneiden mit 0,916-facher Vergrößerung (Abbildung links); Betrachtung der Probe mit 4,09-facher Vergrößerung unter einem Mikroskop (Abbildung rechts)

3.5.3. Fräsen

Das Probenextrahieren per Stahlfräser, wie in Abbildung 3.9 gezeigt, weist deutliche Mängel auf. So ist durch die Kraftübertragung des Fräasers auf die Probe eine Delamination der obersten Lage erkennbar. Zusätzlich kommt es an der Schnittkante der Probe zum Verkleben des Harzes, was vermutlich einer zu geringen Drehzahl geschuldet ist.

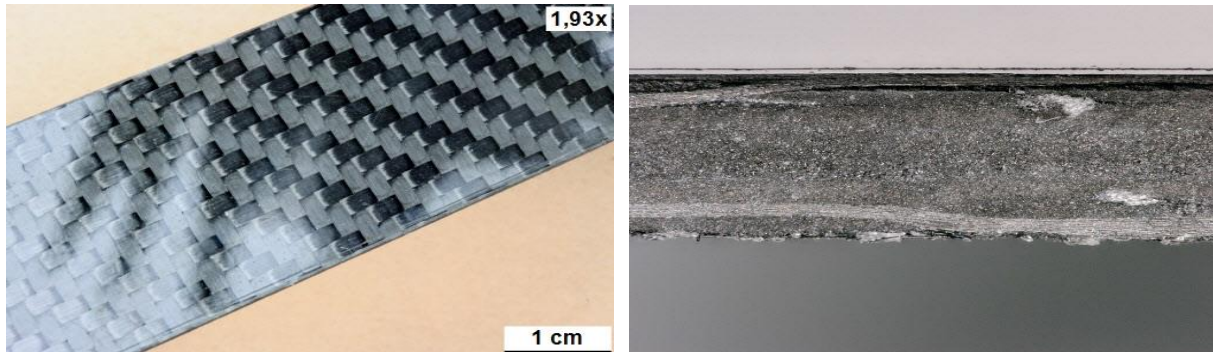


Abbildung 3.9: Detailaufnahme des Probekörpers mit Extraktion mittels Stahlfräser mit 1,93-facher Vergrößerung (Abbildung links); Betrachtung der Probe mit 4,72-facher Vergrößerung unter einem Mikroskop (Abbildung rechts)

Um diese Untersuchung zu vertiefen, werden vier Fräser, wie in Tabelle 3.4 dargestellt, unterschiedlicher Art und mit unterschiedlichen Preisen ausgesucht und bewertet. Häufig wird aufgrund der hohen Härte der Kohlenstofffasern und der damit verbundenen starken Verschleißerscheinung bei der spanenden Bearbeitung die Verwendung von Schneidstoffen aus „Feinkornhartmetall der Gruppe K10, polykristalliner Diamant (PKD) oder diamantbeschichtete Hartmetallwerkzeuge“ [38] empfohlen. Alle hier verwendeten Fräser oder Router bestehen entweder aus Vollhartmetall (VHM) oder PKD, um sich an die

Empfehlungen der Literatur zu halten. Die vorgegebenen Fräsparameter wurden eingehalten, wobei besonders das Bereitstellen der hohen Drehzahl in Verbindung mit den entstehenden Kohlenstofffaserspänen zu Problem führen kann. Alle Fräser konnten die Probe in einem Zyklus unter Verwendung der bereits erwähnten Frässhablone ausfräsen. Der Schnitt ist bei allen Fräsern schiebend ausgeführt worden.





Nr.	Bezeichnung	Ausführung	n [U/min]	V _c [mm/min]	f _n [mm/U]	V _f [mm/s]
1	VHM-Router		10000	190	0,28	47
2	PKD-Fräser		26500	500	0,03	13
3	VHM-Router		5800	120	0,12	12
4	VHM-Router		5800	120	0,12	12

Tabelle 3.4: Übersicht aller zur Verwendung kommenden Fräser und deren Fräsparameter

Die Ergebnisse der detaillierteren Fräsuntersuchungen sind in Abbildung 3.10 gezeigt. Bei den vier untersuchten Fräsern ist die Qualität der Schnittkante im Vergleich zur Probensäge vom PUK qualitativ schlechter und somit nicht für die Probenextraktion, allerdings für einen zügigen Bauteilzuschnitt, geeignet. So zeigen sich Ausfransungen beim Durchtrennen der Faser, Frässpuren oder Riefen an der Schnittkante und leichte Delaminationen an der Decklage.

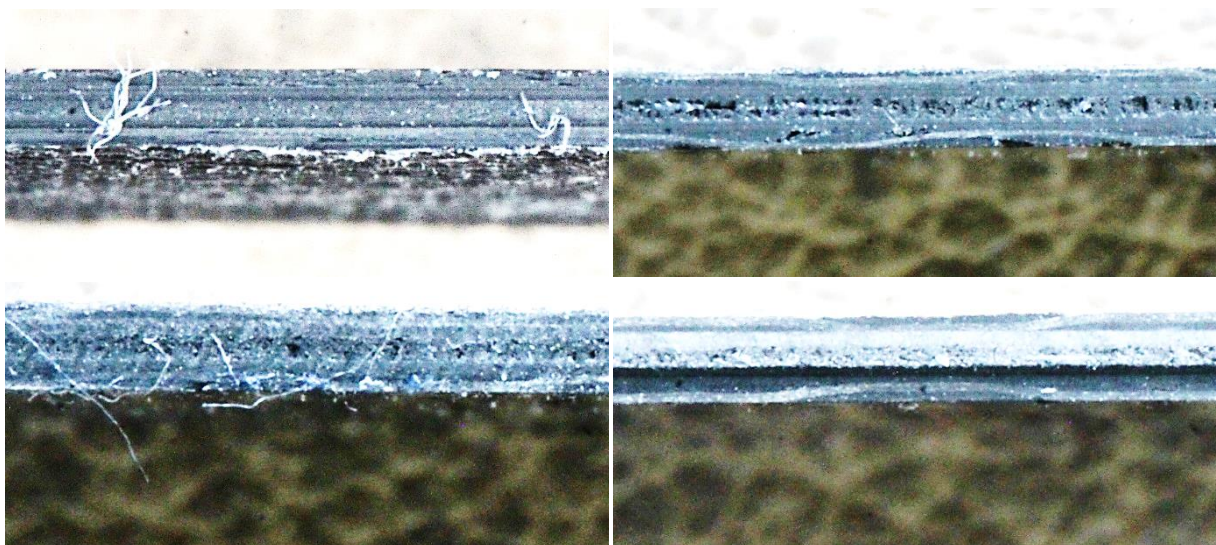


Abbildung 3.10: Ergebnis der Fräsuntersuchung mit vier verschiedenen Fräsern. Angefangen mit einem VHM-Router (1; Abbildung oben rechts), gefolgt von einem PKD-Fräser (2; oben links), und zwei weiteren unterschiedlichen VHM-Routern (3; unten links und 4; unten rechts)

Resultierend aus den gezeigten Ergebnissen stellt die Probenextraktion mittels einer wassergekühlten Diamantsäge die beste Option dar. Sicherlich lassen sich die Fräsparameter spezifisch auf die zu bearbeitende Faser-Matrix-Kombination optimieren, was nicht weiter verfolgt wird. In Verbindung mit der bereits angesprochenen Neuausrichtung der Probenplatte bedingt durch die leichte Varianz der Faserorientierung innerhalb einer Probenplatte, liefert eine nicht automatisierte Extraktionsmethode Ergebnisse mit geringerer Streuung.

3.6. Bestimmung der Grundelastizitäten

Die Grundelastizitäten können entweder im Datenblatt abgelesen, rechnerisch ermittelt, aus der Literatur entnommen oder im Versuch bestimmt werden. Alle Vorgehensweisen haben Vor- und Nachteile, die je nach den zu ermittelnden Parametern unterschiedlich ausfallen. Deswegen werden in den folgenden Unterkapiteln alle Vorgehensweisen miteinander verglichen und gegenübergestellt, um diese besser bewerten zu können. Des Weiteren können nur auf experimentellem Weg Diagramme, die für die Abbildung von nicht-linearem Verhalten in der Simulation notwendig sind, ermittelt werden.

3.6.1. Faser-Längs-Elastizitätsmodul $E_{||}$

In Abbildung 3.11 sind vier der fünf bereits in Kapitel 3.2 erwähnten Methoden zur Bestimmung von $E_{||}$ des Gelegematerials gegenübergestellt. Getestet wurden dazu jeweils 10 Proben am PuK und 6 Proben bei Opel, wobei die Probenkörper aus der gleichen Probenplatte extrahiert waren und somit den identischen FVA von 61 % aufwiesen. Zur rechnerischen Bestimmung des Parameters wurde die Mischungsregel angewendet, die wie folgt definiert ist:

$$E_{||} = \varphi * E_{F1} + (1 - \varphi)E_M \quad (3.2)$$

Mit: E_{F1} = E-Modul der Faser in Längsrichtung

E_M = E-Modul der Matrix

φ = Faservolumengehalt

Der ermittelte Literaturwert sowie der berechnete Wert werden, wie in Kapitel 3.9 dargestellt, auf eben diesen FVA normiert. Bei der Suche nach einem passenden Literaturwert konnten Materialkennwerte eines Laminats mit einer ähnlichen duroplastischen Matrix gefunden werden, wie das des verwendeten Prepregmaterials. Der Literaturwert liegt genau zwischen den beiden experimentell ermittelten Werten, wohingegen der berechnete diesen um knapp 10 GPa überschätzt. Laut *Schürmann* [26] wird die experimentelle Bestimmung des Faser-Längs-Modul selten durchgeführt, sie sollte jedoch bei jeder Werkstoffprüfung mit berücksichtigt werden. E_{F1} wird hier mit 230 GPa und E_M mit 3400 MPa (Laut *Schürmann* [26] für HT Kohlenstofffaser und Epoxidharz) angesetzt. Dieser Wert kann gut berechnet werden wodurch eine Probenprüfung nicht notwendig ist, gerade da diese durch Induzieren von Zusatzbelastungen in der Einspannung nicht einfach zu messen ist. Der beim Druckversuch ermittelte Elastizitätsmodul nach DIN EN ISO 14126 [51] wurde anhand von 10 Proben ermittelt und liegt mit einem ca. 30 GPa geringerem Wert deutlich hinter den anderen Werten zurück. Zudem weist er noch die höchste Standardabweichung auf, was ihn hier im direkten Vergleich zur ungenauesten Methode macht. Es muss allerdings erwähnt werden, dass der Druckversuch aufgrund des Fehlens der Prüfvorrichtung extern durchgeführt wurde, zusammen mit der Probenextraktion und -präparation. Da dieser Wert deutlich hinter den Erwartungen liegt und nicht selbst ermittelt wurde, werden die Ergebnisse des Druckversuchs an dieser Stelle zwar veröffentlicht, jedoch im weiteren Vorgehen nicht zur Anwendung herangezogen. Für die Bauteilauslegung ergibt sich dadurch kein Nachteil, da eine Faserverbundstruktur selten aufgrund von reiner Druckbeanspruchung versagt, sondern meistens in Form von Schubknicken.

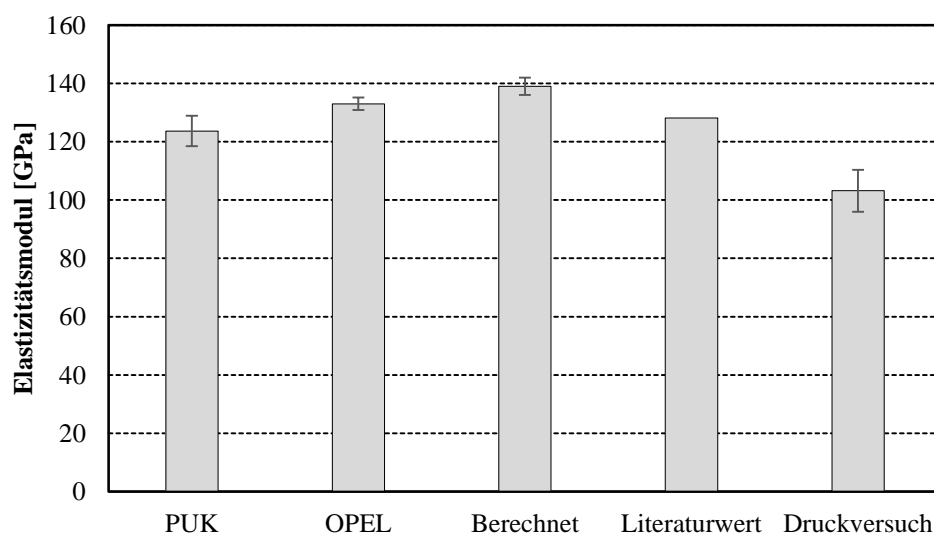


Abbildung 3.11: Ergebnisse zur Bestimmung der Elastizitätsmoduln in Faser-Längs-Richtung des Gelege-Halbzeugs

Der Elastizitätsmodul für das Gewebematerial wird, wie in Abbildung 3.12 dargestellt, jeweils anhand von 6 Proben bei einem FVG von 58 % experimentell bestimmt. Die ermittelten Werte liegen zwischen 65 GPa, gemessen bei Opel, und 68 GPa am PuK. Dabei wurden die berechneten Werte im Datenblatt und die Literaturwerte anhand von unidirektionalem Material ermittelt und halbiert. Durch die Dominanz des Einflusses der Faser beim Zugversuch in Längsrichtung zeigt diese Vorgehensweise eine gute Annäherung. Es gilt zu beachten, dass bei Gewebematerial aufgrund des orthotropen Materialaufbaus $E_{||} = E_{\perp}$ ist. Dadurch lässt sich jedoch der Einfluss zwischen der fertigungsbedingten Kett- und Schussrichtung näher untersuchen. In diesem Vergleich zeigt sich, als hätte die Ondulation der Faserbündel im Laminat keine Auswirkung auf das Materialverhalten. Die experimentelle Bestimmung der Elastizitätsmoduln anhand des Druckversuchs zeigte, wie schon beim Gelegematerial, die geringste Übereinstimmung.

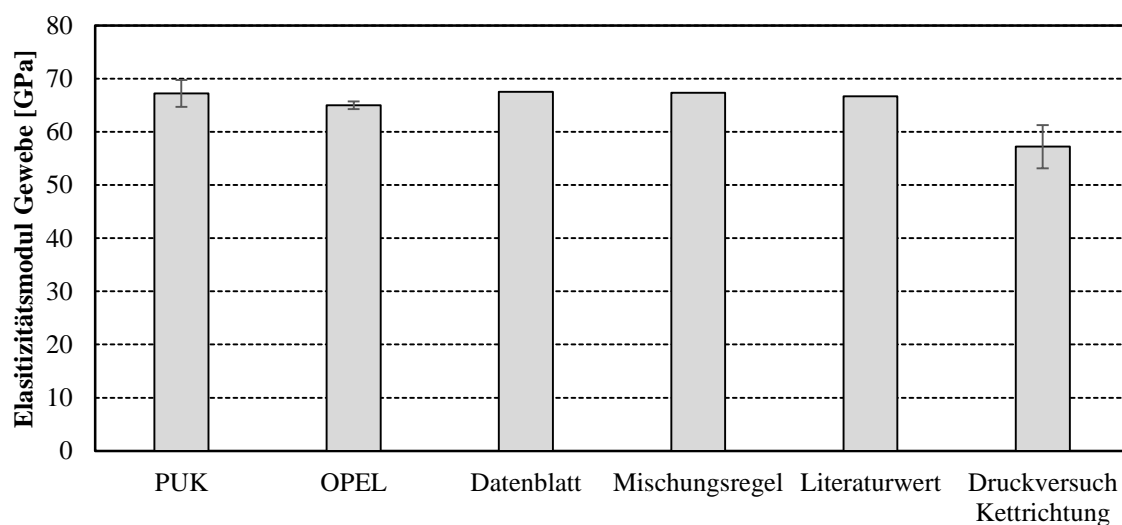


Abbildung 3.12: Ergebnisse zur Bestimmung der Elastizitätsmoduln in Faser-Längs-Richtung des Gewebe-Halbzeugs

Der Einfluss des Prüfortes hat laut *Flemming* [1] einen wesentlichen Einfluss auf das Streuungsverhalten der wichtigsten Festigkeiten und setzt sich auffälligerweise nicht bei den Modulkennwerten fort. Dass die Elastizitätsmoduln sehr robust gegenüber Qualitätsschwankungen sind, bestätigen die Versuche von *Bleier* [52], wo anhand von handlaminieren Proben nach ASTM D3039 [53] und solchen, die im Wickelverfahren gefertigt wurden, sich kaum Unterschiede zeigten. Dieses wird anhand der in Abbildung 3.11

und Abbildung 3.12 dargestellten niedrigen Streuungen der Werte, gerade bezogen auf das Gewebeprepreg, bestätigt.

3.6.2. Faser-Quer-Elastizitätsmodul E_{\perp}

Die experimentelle Bestimmung des Gelegematerials quer zur Faserrichtung, was in erster Linie das Materialverhalten der Matrix beschreibt, wird nur am PUK durchgeführt und mit den berechneten Ergebnissen verglichen. Dazu kann neben der Mischungsregel noch die Regel nach Chamis und Puck zum Einsatz kommen, mit der häufig genauere Ergebnisse bei der Prognose erzielt werden. Die Regel nach Chamis lautet:

$$E_{\perp} = \frac{E_M}{1 - \varphi^{0,5} \left(1 - \frac{E_M}{E_{F2}}\right)} \quad (3.3)$$

Mit: E_{F2} = E-Modul quer zur Faser

Die angepasste Formel für die Mischungsregel lautet:

$$E_{\perp} = \varphi * E_{F2} + (1 - \varphi)E_M \quad (3.4)$$

Mit: E_{F2} = E-Modul der Faser in Querrichtung

Es muss allerdings erwähnt werden, dass der Querelastizitätsmodul der Faser sehr schwierig experimentell zu bestimmen ist, weshalb für diese Arbeit Literaturwerte für beide Materialien verwendet werden. Die Regel nach Puck lautet:

$$E_{\perp} = \frac{E_M^* (1 + 0,85 * \varphi^2)}{\varphi * \frac{E_M^*}{E_{F\perp}} + (1 - \varphi)^{1,25}} \quad (3.5)$$

$$E_M^* = \frac{E_M}{1 - \nu_M^2} \quad (3.6)$$

Da vom Matrixsystem keine Reinharzproben zur Verfügung stehen, um die benötigten Materialparameter im Versuch zu ermitteln, und die Querkontraktionszahl der Matrix ν_M nicht im Datenblatt des Harzherstellers vermerkt sind, werden Werte aus der Literatur entnommen. Die angegebenen modifizierten Mischungsregeln nach Chamis und Puck

„beruhen auf halbempirischen Modellen, die durch Messungen kalibriert werden“ [1]. Eine weitere Möglichkeit der Berechnung des Faser-Quer-Elastizitätsmoduls zeigt die Variantenrechnung, die mithilfe der Methode der kleinsten Fehlerquadrate entwickelt und laut *Bleier* [52] die genaueste Abbildung aller hier gezeigten Methoden aufzeigt.

$$f_{\varepsilon,quad.max.} = \frac{1}{1 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \sqrt{\varphi} \left(1 - \frac{E_M}{E_F}\right)} \quad (3.7)$$

$$E_{\perp,FE} = \frac{E_M}{2} * \frac{1 + \int_{\varepsilon,quad.max.}^{0,68}}{(1-\varphi) + \varphi \sqrt{\frac{E_M}{E_F}}} \quad (3.8)$$

So zeigt sich in Abbildung 3.13, dass in diesem Fall die Berechnung nach der Mischungsregel und die Regel nach Chamis die beste Übereinstimmung mit den Versuchen haben, was in der Unsicherheit bei der Auswahl der Literaturwerte ihre Ursache haben könnte. Die angewandte FE-Rechnung zeigt eine Abweichung vom experimentell ermittelten Ergebnis von 18 %, gefolgt von der Regel nach Puck mit einer Abweichung von 32 %. Gerade der zur Berechnung benötigte Quer-Elastizitätsmodul der Faser schwankt in Abhängigkeit der verwendeten Kohlenstofffaser laut [52] zwischen 5000 bis 28000 N/mm². Hier wird der anhand von Ultraschallangzeitmessungen bestimmte Quermodul einer HTS-C-Faser in Höhe von 16.000 N/mm² verwendet, der unter Rückrechnung der Theorie von *Halpin* [54] und *Smith* [55] ermittelt wurde. Laut *Schürmann* [26] ist die rechnerische Bestimmung des Faser-Quer-Elastizitätsmodul mit großer Unsicherheit verbunden und es empfiehlt sich hier die experimentelle Ermittlung, da für eine bessere Dimensionierung die Kurven $E_{\perp} = f(\sigma_{\perp})$ und die zugehörigen Festigkeitswerte R_{\perp} kaum berechenbar sind. „Der Variationsbereich ist mit $E_M = 2000, 2200 \dots 4000$ N/mm²“ laut [52] angegeben und wird für diese Prepregmatrix auf einen Wert von 3400 N/mm² gesetzt.

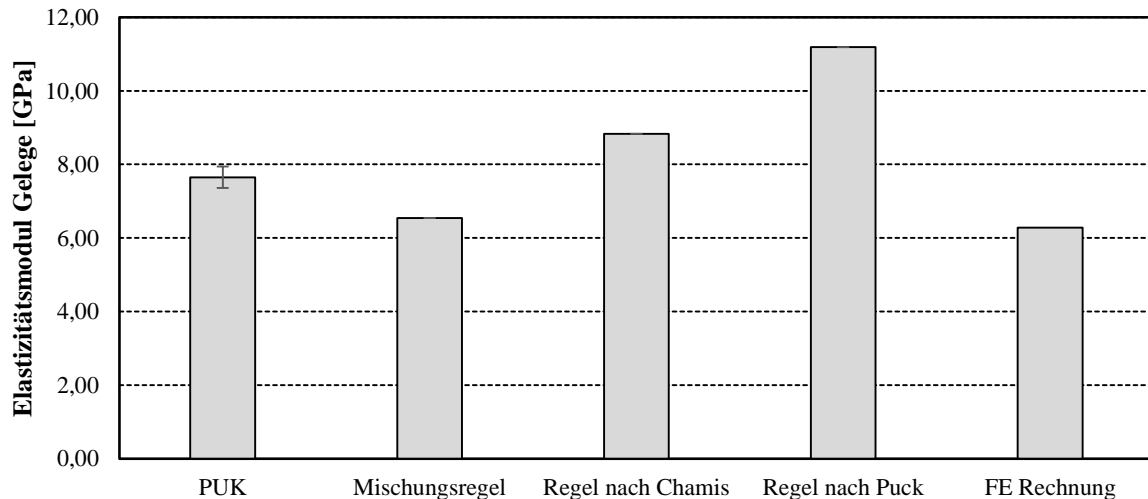


Abbildung 3.13: Ergebnisse zur Bestimmung der Elastizitätsmoduln in Faser-Quer-Richtung des Gelege-Halbzeugs

Beim Gewebematerial entspricht $E_{||} \approx E_{\perp}$, da es bei der Körperbindung einen geringen Einfluss der Webrichtung des Laminats gibt, je nachdem ob die geprüfte Materialrichtung in Kett- oder Schussrichtung liegt. Zur Überprüfung dieses Einflusses werden die bei Opel und die extern gemessenen Druckversuche für beide Richtungen separat gemessen. Die rechnerische Ermittlung von E_{\perp} nach den bereits erwähnten Formeln kann aufgrund der Faser, die beim Gewebematerial zu 50 % in Querrichtung liegt, nicht angewendet werden. Deshalb wird in Abbildung 3.14 das Ergebnis der Mischungsregel in Form von $E_{||}/2$ angegeben, zusammen mit dem Literaturwert und dem am PUK ermittelten experimentellen Wert. Die Richtungsabhängigkeit ist bei den Opel- sowie den Druckversuchsproben deutlich zu erkennen. Zum einen sind die Werte in Kettrichtung zwischen 5 % bis 10 % höher gegenüber den Werten in Schussrichtung, zum anderen steigt die Standardabweichung um knapp das 5 bis 6,5-fache an. Am PUK wurden lediglich Werte in Schussrichtung bestimmt.

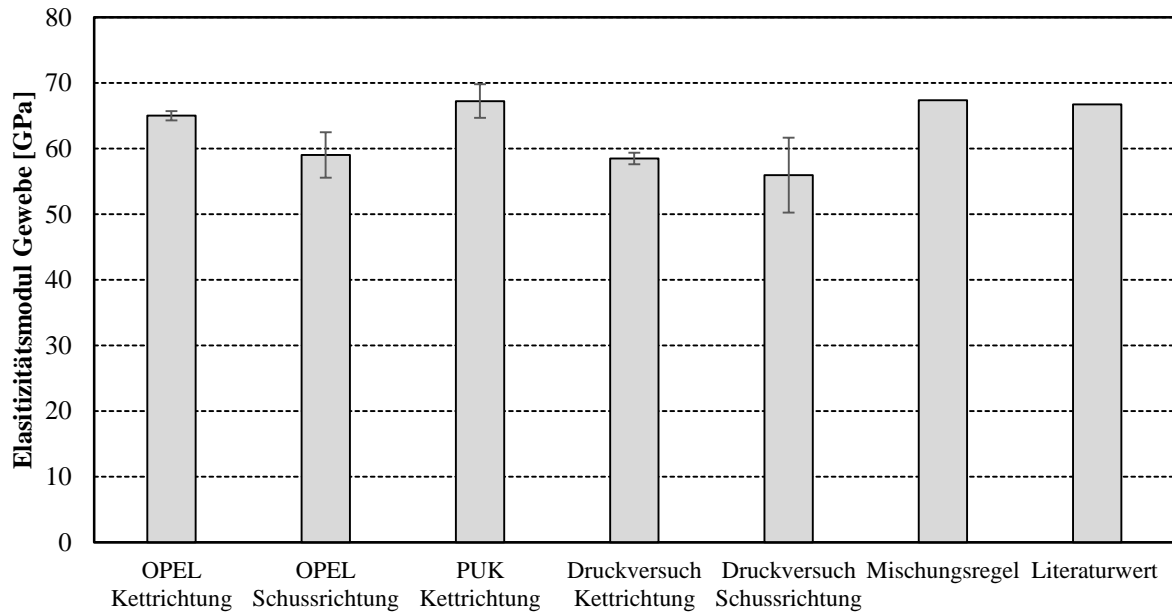


Abbildung 3.14: Ergebnisse zur Bestimmung der Elastizitätsmoduln in Faser-Quer-Richtung des Gewebe-Halbzeugs

3.6.3. Quer-Längs-Schubmodul $G_{\perp||}$

Die experimentelle Bestimmung des Quer-Längs-Schubmoduls wird anhand der recht aktuellen DIN SPEC 4885 [56] ermittelt. Die Probenextraktion, -präparation und -prüfung sowie die Versuchsauswertung werden dabei von der Firma Grasse Zur Ingenieurgesellschaft (GZI) selbst und nach eigenen Standards durchgeführt. Die

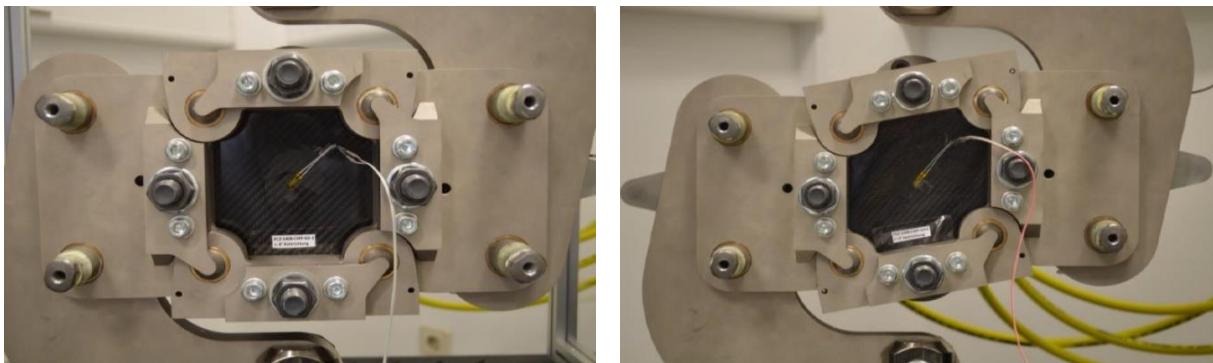


Abbildung 3.15 zeigt einen eingespannten Gewebeprobekörper im Schubrahmen zum einen vor und nach der Probenprüfung. Die Proben werden nach der Vorgabe der DIN SPEC 4885 auf eine Größe von 165 mm x 165 mm, inklusive der Eckausfräsung, zugeschnitten und mit zwei Dehnungsmessstreifen (DMS) je Probekörper unter einem Winkel von 45° auf der Probe appliziert.

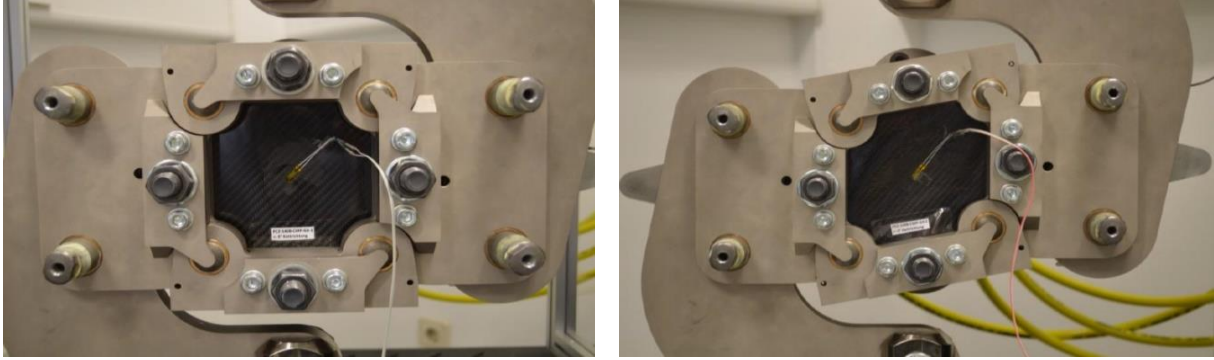


Abbildung 3.15: Probekörper im Ausgangszustand vor der Prüfung (Abbildung links). Probekörper im Schubrahmen nach der Prüfung (Abbildung rechts)

Die in Abbildung 3.16 angegebenen Werte zeigen den Vergleich zwischen den beim GZI ermittelten Schubmodul für das Gelegematerial, die den berechneten Werten anhand der Mischungsregel, nach Chamis, nach Puck und die anhand der FE-Berechnung von *Bleier* [52] gegenübergestellt sind. Die Mischungsregel für $G_{\perp||}$ berechnet sich wie folgt:

$$G_{\perp||} = \frac{G_F * G_M}{\varphi * G_M + (1 - \varphi) G_F} \quad (3.9)$$

Mit: G_F = Schubmodul der Faser
 G_M = Schubmodul der Matrix

Die leicht modifizierte Regel nach Chamis lautet:

$$G_{\perp||} = \frac{G_M}{1 - \varphi^{0,5} \left(1 - \frac{G_M}{G_F}\right)} \quad (3.10)$$

Die Regel nach Puck lautet:

$$G_{\perp||} = \frac{G_M (1 + 0,6 * \varphi^{0,5})}{\varphi + \frac{G_M}{G_F} + (1 - \varphi)^{1,25}} \quad (3.11)$$

Laut Literatur kann „der lineare Schubmodul über FE-Rechnungen statistisch verteilter Faserpackungen hervorragend berechnet werden“ [52] und „die Ergebnisse der numerischen Variantenrechnungen werden durch die Regressionsfunktion

$$f_{y,quad.max.} = \frac{1}{1 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \sqrt{\varphi} (1 - \frac{G_F}{G_M})} \quad (3.12)$$

$$G_{\perp||,FE} = G_M * \frac{0,67 + 0,33 f_{y,quad.max.}^{0,89}}{(1-\varphi) + \varphi \sqrt{\frac{G_M}{G_F}}} \quad (3.13)$$

sehr genau abgebildet“ [52].

Hier gilt es wieder zu beachten, dass die G_H und G_F Werte nicht in dem dazugehörigen Datenblatt vermerkt waren und aus der Literatur entnommen werden mussten. Da bei „anisotropen Fasern wie z.B. der Kohlenstoff-, Aramid- und Polyethylenfaser die E- und G-Moduli senkrecht zur Faser nicht genau bekannt sind“ [1] hat sich die Mischungsformel für diese Fälle nicht bewährt. Laut *Schürmann* [26] gelten für die Bestimmung des Schubmoduls in $G_{\perp||}$ die gleichen Bedingungen wie für E_{\perp} . Eine experimentelle Bestimmung der Werte ist alleine schon durch die Tatsache notwendig, dass sich der Festigkeitswert $R_{\perp||}$ kaum berechnen lässt und die Messkurve für eine Nicht-Lineare Simulation von Bedeutung ist. Für das Gelegematerial wird ein Faserschubmodul von 50.000 N/mm² verwendet, wobei dieser Wert in Abhängigkeit vom Messverfahren und dem Kohlenstofffasertyp „in der Literatur zwischen 17 000...50 000 N/mm ([57] bzw. [58])“ schwankt. Das Schwanken von G_F um den Faktor von 2,3 hat bei der hier durchgeführten Berechnung nach Chamis einen Einfluss von 13 %, was auf eine hohe Sensitivität hinweist.

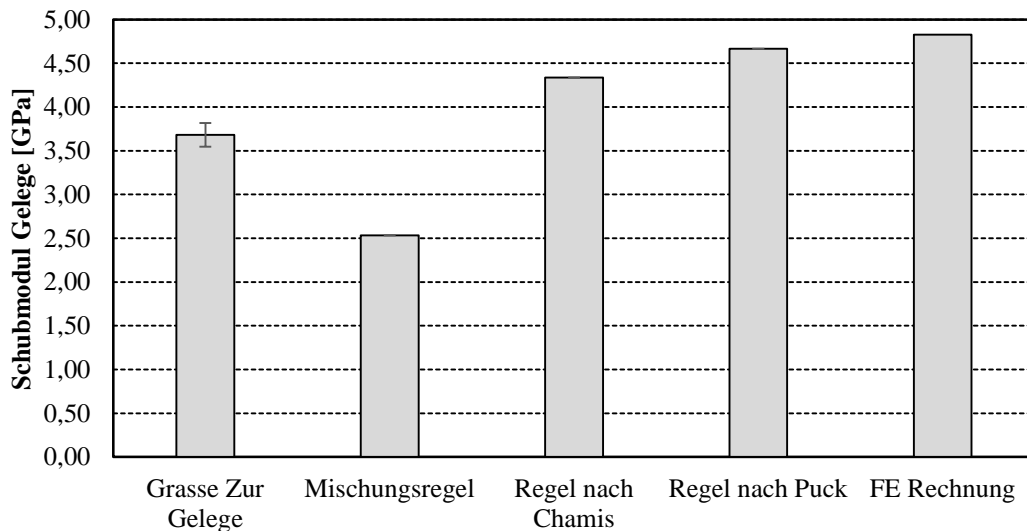


Abbildung 3.16: Ergebnisse zur Bestimmung des Quer-Längs-Schubmodul des Gelege-Halbzeugs

Bei dem in Abbildung 3.17 dargestellten Ergebnissen wird die gleiche Methode wie beim Gelege angewendet. Durch die Anwendung der Mischungsregel zur Berechnung der

Gewebematerial-Kennwerte reduziert sich die Aussagekraft, obwohl diese, im Vergleich mit den Werten aus der Literatur, noch genauer zu sein scheint.

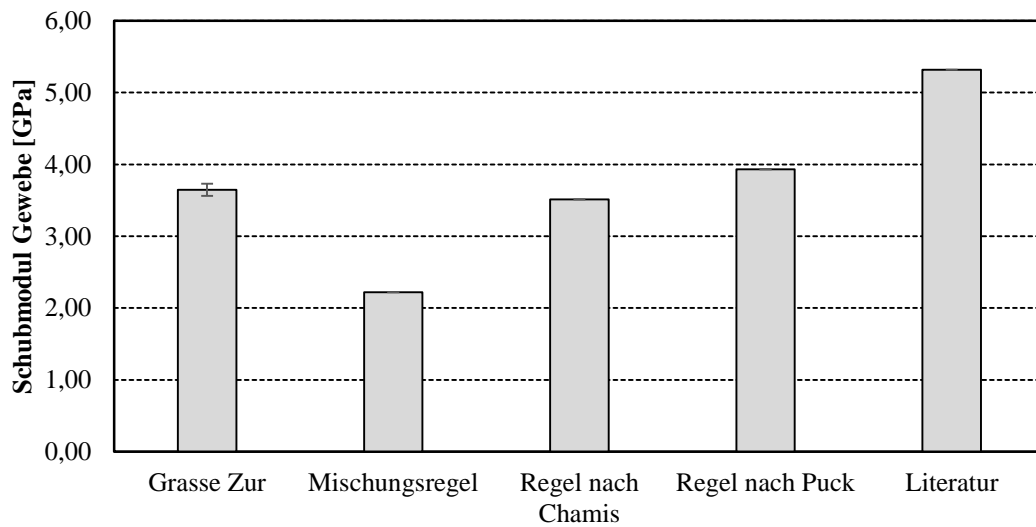


Abbildung 3.17: Ergebnisse zur Bestimmung des Quer-Längs-Schubmodul des Gewebe-Halbzeugs

3.6.4. Quer-Längs-Querkontraktionszahl $\nu_{\perp||}$

Die Querkontraktionszahl $\nu_{\perp||}$ kann bei der Kalibrierung der Zugprüfung auf Biegebeanspruchung der Probe auf verschiedene Arten mitgemessen werden. So kann beim Kalibrieren der Prüfmaschine ein zweiachsiger statt eines einachsigen Dehnungsmessstreifens appliziert werden, wodurch zusätzlich die Querkontraktion mitgemessen wird. Bei der Messung der Querkontraktionszahl mit Dehnungsmessstreifen ist nach [26] auf deren Querempfindlichkeit zu achten und die Messung anhand des mitgelieferten Korrekturfaktors zu korrigieren. Diese hohe Querempfindlichkeit liegt in der Beeinflussung, der stark unterschiedlichen Dehnungsverhältnisses von $\varepsilon_{||} \gg \varepsilon_{\perp}$ begründet.

Eine weitere Methode, wie rechts im Abbildung 3.18 gezeigt, ist das Messen der Dehnung quer zur Faserrichtung der Probe unter Verwendung eines optischen Längenänderungsaufnehmers, wie er auch für diese Arbeit verwendet wurde.



Abbildung 3.18: Zugprobe mit applizierten Dehnungsmessstreifen (Abbildung links), Zugprobe mit optischen Längenänderungsaufnehmern (Abbildung rechts) [Quelle: zwick.de]

Abbildung 3.19 links zeigt die Ergebnisse der optischen Längenänderungsmessung mittels eines Videoextensometers der Firma Instron im Prüflabor bei Opel. Dazu werden vier Punkte, jeweils zwei Punkte für Längs- und Quermessung, mithilfe einer Schablone auf der Probe markiert und anschließend mittels Videoextensometer eingemessen. Durch die einfache und schnelle Handhabung des Verfahrens können alle Proben in Kürze gekennzeichnet und bei der Probenprüfung mitgemessen werden. Die Daten der Dehnungsmessung in Längs- und Querrichtung werden zusammen mit den Steifigkeits- und Festigkeitswerten aufgezeichnet. Beim Gelegematerial zeigt sich eine gute Übereinstimmung mit dem Literaturwert, lediglich der Wert der Mischungsregel wird zu hoch prognostiziert. Die Mischungsregel für $\nu_{\perp||}$ lautet:

$$\nu_{\perp||} = \varphi * \nu_F + (1 - \varphi)\nu_M \quad (3.14)$$

Zur rechnerischen Bestimmung wird die Querkontraktion der Faser ν_F benötigt, welcher mit $\nu_F = 0,23$ angenommen wird. Die in Abbildung 3.19 rechts dargestellten Ergebnisse zur Bestimmung der Querkontraktionszahl bei Gewebematerial zeigen eine ähnliche Charakteristik wie beim Gelegematerial. Der Literaturwert zeigt nur eine geringe Abweichung zum Versuch, wohingegen der Wert, der anhand der Mischungsregel berechnet wird, stärker abweicht, obwohl dieser bereits in Form von $\nu_{\perp||}/2$ dargestellt ist.

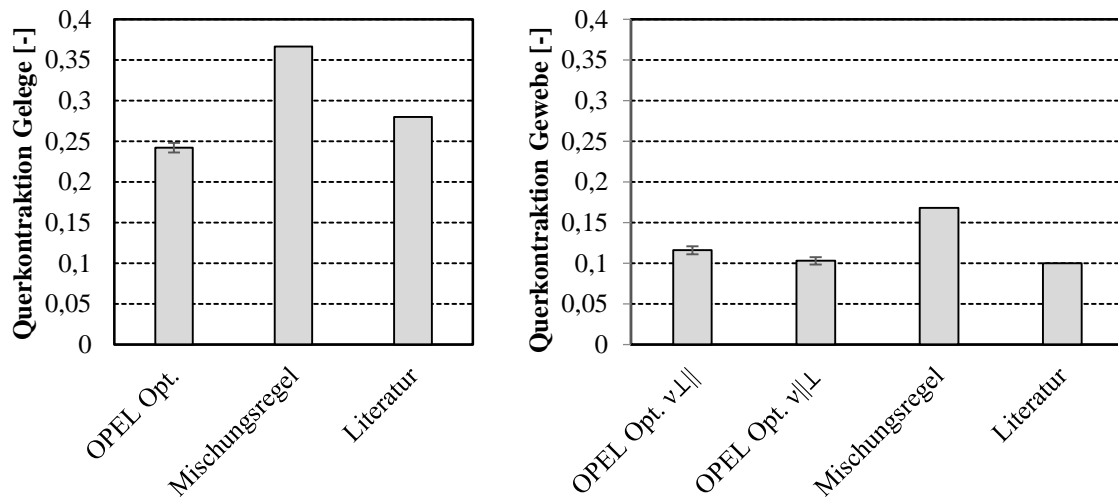


Abbildung 3.19: Darstellung der ermittelten Quer-Längs-Querkontraktionszahl $\nu_{\perp||}$ für Gele- (Abbildung links) und Gewebe-Material (Abbildung rechts)

Obwohl die transversale Dehnung sehr gering im Vergleich zur longitudinalen ausfällt, zeigen beide Dehnungskurven über die gesamte Probenprüfung hinweg einen konstanten Verlauf, wie in Abbildung 3.20 dargestellt. Hier sind alle Dehnungsergebnisse zur Bestimmung der Querkontraktionszahl abgebildet. Die longitudinalen Dehnungen, mit Maximalwerten bei ungefähr 0,016 mm/mm, zeigen eine sehr geringe Streuung, wohingegen die transversalen Dehnungen ein leicht verzerrtes abtreppendes Ergebnis zeigen.

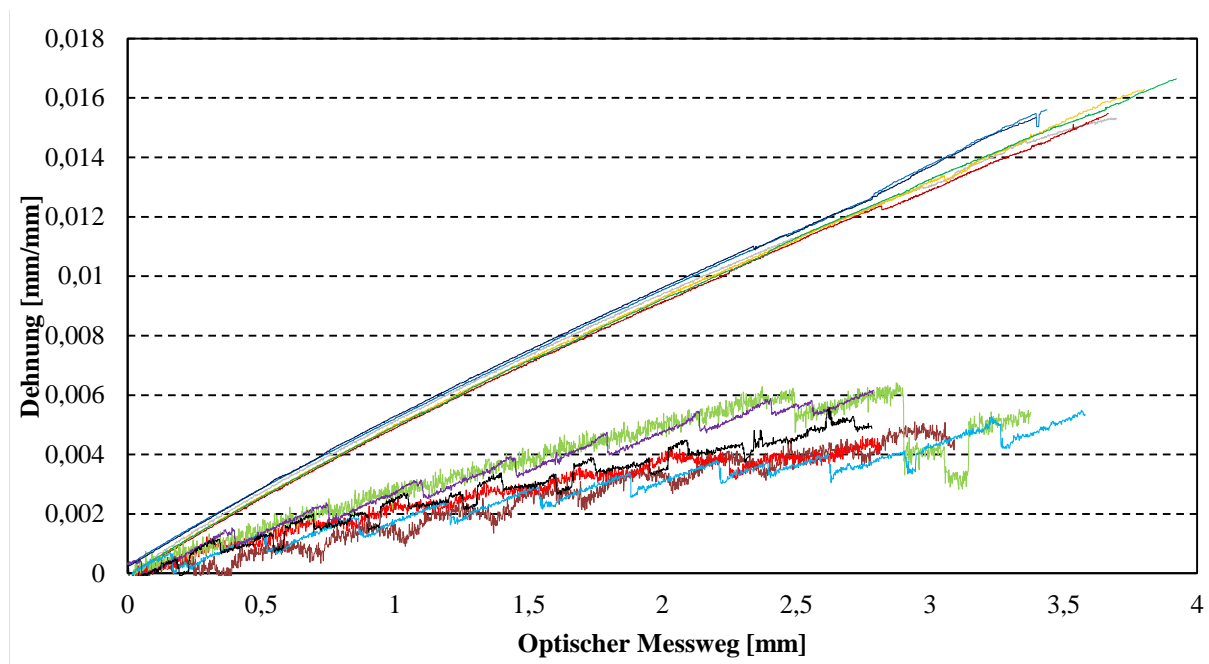


Abbildung 3.20: Optisches Messverfahren, Transversale gegenüber longitudinaler Dehnung

Abschließend kann gesagt werden, dass das optische Verfahren, unabhängig vom Halbzeug, ähnliche Ergebnisse wie die Literaturwerte liefert.

3.7. Bestimmung der Basis-Festigkeiten

Durch das komplexe Versagensverhalten von Faser-Kunststoff-Verbunden ist eine experimentelle Ermittlung der Festigkeitswerte notwendig. „Wegen der transversalen Isotropie der UD-Schicht stellen einige der Spannungen die gleiche Beanspruchung für ein UD-Element dar“ [26] und so bleiben von sechs Schichtspannungen vier Basisbeanspruchungen übrig, die es zu unterscheiden gilt.

3.6.1. Faser-Längs-Festigkeit $R_{||}^+$ und $R_{||}^-$

Die Zugfestigkeit kann für UD Materialien anhand der Formel:

$$R_{||}^+ = R_{||F}^+ * \varphi \quad (3.15)$$

prognostiziert werden, da $E_F \gg E_H$ und die Faserfestigkeit in jedem Datenblatt vermerkt ist. Es ist erkennbar, dass die berechneten und die in Abbildung 3.21 dargestellten Literaturwerte eine Überschätzung des Materials zur Folge haben. Die 10 Proben die am PUK, sowie die 6 Proben die bei Opel experimentell bei einem FVG von 61 % ermittelt wurden, zeigen vergleichbare Werte von 1700 MPa und ein gleiches Probenversagen mit zuerst in der Mitte der Probe entstehenden Zwischenfaserbrüchen gefolgt von ruckartigem Versagen aufgrund transversaler Spannung bei steigender Last. Auf Krafteinleitungselemente wird, wie laut DIN EN ISO 527-5 [59] zulässig, in beiden Fällen verzichtet und stattdessen Elemente aus Reibbeilagen in Form von P120er Schmirgelleinen verwendet. Der extern ermittelte Wert für die Druckfestigkeit $R_{||}^-$ zeigt aufgrund der Belastung der Matrix während der Druckprüfung stark verringerte Werte an. Diese Ergebnisse spiegeln nicht die der anderen Materialprüfungen wieder wodurch diese hier zwar dargestellt, jedoch nicht für das weitere Vorgehen eingesetzt werden.

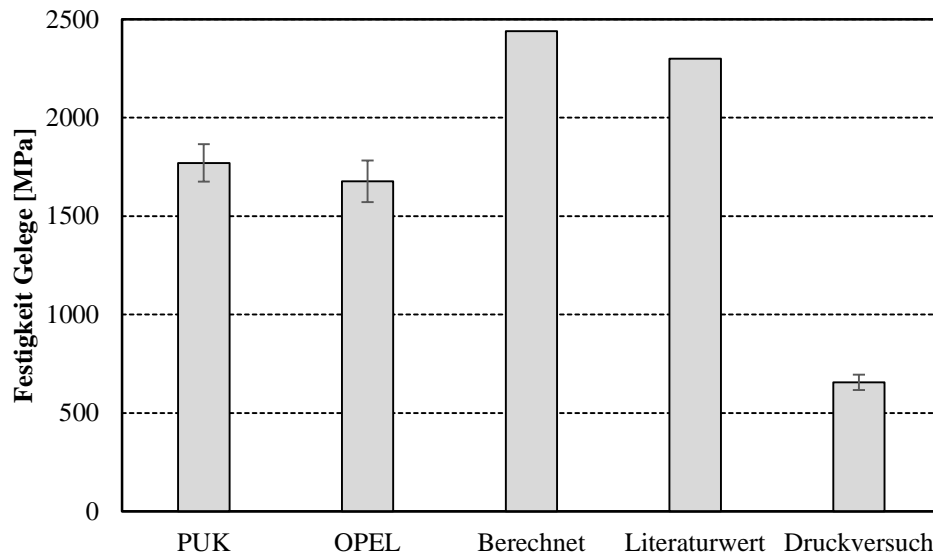


Abbildung 3.21: Gegenüberstellung verschiedener Möglichkeiten zur Bestimmung der Faser-Längs-Festigkeiten des Gelege-Halbzeugs

Die ermittelten Zugfestigkeitswerte für das Gewebematerial sehen wie in Abbildung 3.22 dargestellt aus. Der Einfluss der Prüfmaschine bei den experimentellen Werten ist klar erkennbar und nur auf die unterschiedlichen Arten der Einspannung zurückzuführen. Während am PUK ausschließlich kraftschlüssige, fremd spannende Probenhalter speziell für Faserverbunde zum Einsatz kommen, werden die Ergebnisse aus dem Prüflabor bei Opel mit selbstspannenden hydraulischen Probenhaltern ermittelt. Die angegebenen Werte aus dem Datenblatt sowie der Literatur werden auf den FVG der Probenplatte skaliert und halbiert, da weder im Datenblatt noch der Literatur Werte für Köperlamine zu finden waren. Wie schon bei der Bestimmung der Elastizitätsmoduln gezeigt wurde, fand eine getrennte Untersuchung in Kett- und-Schussrichtung mit ähnlichem Ergebnis statt. Durch den Faseranteil quer zur Druckrichtung beim Gewebe ist der Unterschied zwischen Zug- und Druckfestigkeit nicht so stark ausgeprägt wie beim Gelegematerial.

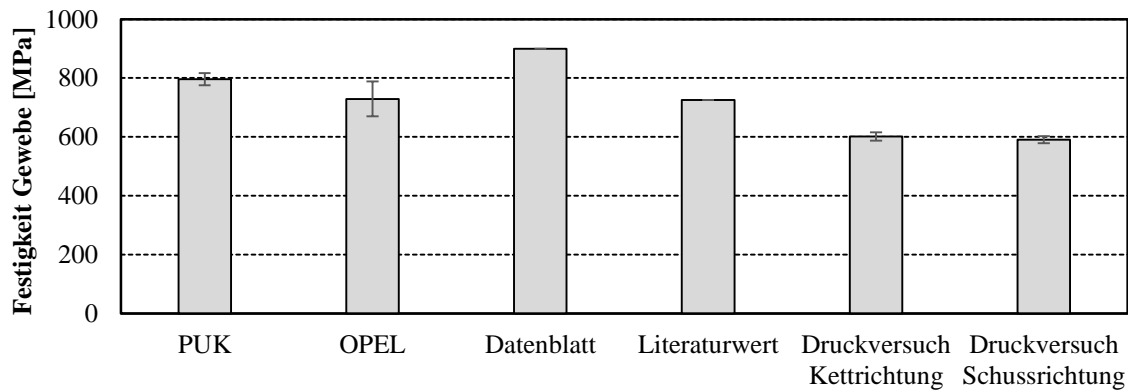


Abbildung 3.22: Gegenüberstellung verschiedener Möglichkeiten zur Bestimmung der Faser-Längs-Festigkeit von Kohle-Faser-Gewebe-Prepreg

3.6.2. Faser-Quer-Festigkeit R_{\perp}^{+} und R_{\perp}^{-}

Wie

Abbildung 3.23 zeigt, wurde die Faser-Quer-Zugfestigkeit an beiden Standorten ermittelt, wobei keine Werte in der Literatur gefunden werden konnten und die Datenblätter nicht genügend Informationen bereitstellten. Wie *Bleier* [52] bereits prüfte, haben Aufleimer, unabhängig ob kardanisch oder momentenfest eingespannt und unabhängig vom verwendeten Material des Aufleimers, keinen Einfluss auf das Ergebnis bei der Faser-Quer-Festigkeit. Allerdings neigen Proben ohne Aufleimer zum Rutschen, weshalb auch in diesem Fall ein Reibelement in Form eines P120er Schmirgelleinen verwendet wird, um einem Rutschen der Probe entgegenzuwirken. Die Druckfestigkeit quer zur Faser wird nicht ermittelt.

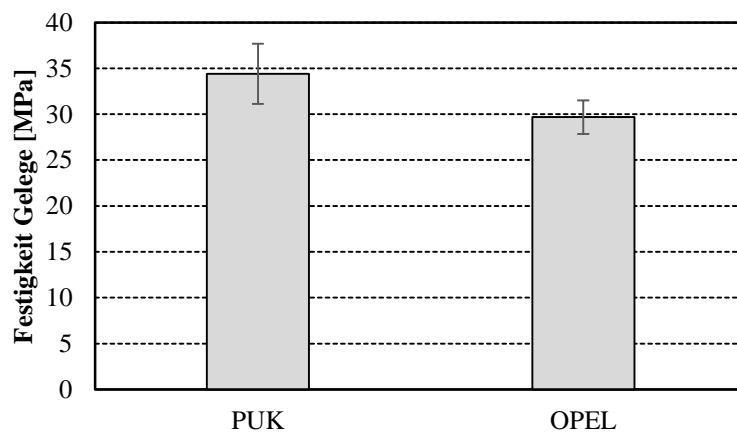


Abbildung 3.23: Ergebnisse der Faser-Quer-Zug-Festigkeit des Gelege-Halbzeugs bestimmt an zwei unterschiedlichen Prüforten

Beim Gewebematerial können die Ergebnisse des Kett- und Schussrichtungsvergleichs inklusive der dazugehörigen Fehlerindexe in Abbildung 3.24 abgelesen werden. Die Ergebnisse, die am PUK geprüft wurden, geben lediglich die Ergebnisse der Kettrichtung unter 0° an. Der direkte Vergleich der in Kettrichtung bei Opel und am PUK geprüften Probekörper zeigt eine wesentlich geringere Streuung und gleichzeitig höhere Festigkeitswerte am PUK.

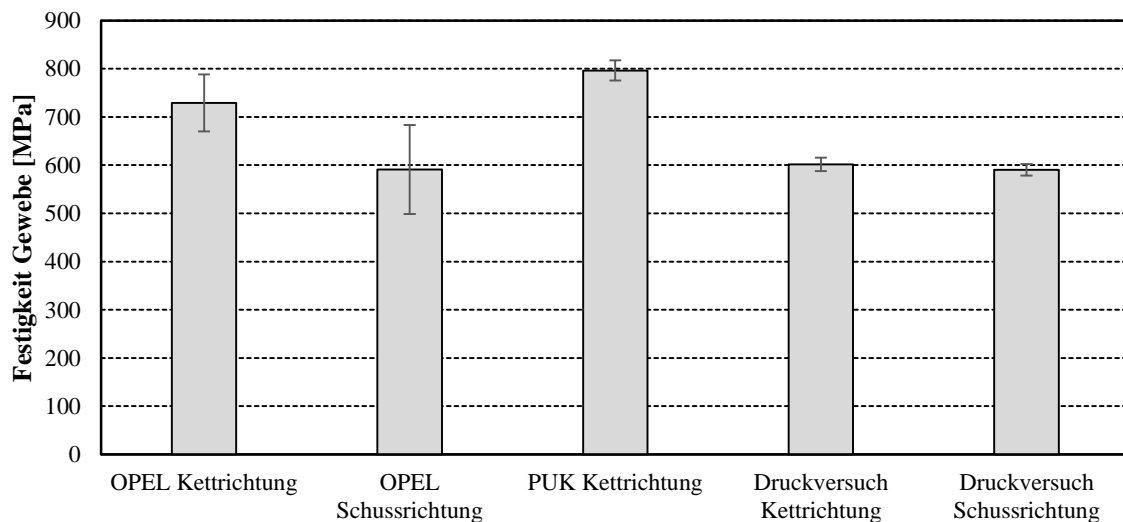


Abbildung 3.24: Gegenüberstellung verschiedener Möglichkeiten zur Bestimmung der Faser-Quer-Festigkeit des Gewebe-Halbzeugs

3.6.3. Quer-Längs-Schubbeanspruchung $\tau_{\perp||}$

In diesem Unterkapitel sind, wie in Abbildung 3.25 gezeigt, die Gelege- und Gewebewerte in einem Diagramm dargestellt. Die Auswertung erfolgte, wie bereits in Kapitel 3.6.3 erwähnt, anhand der DIN SPEC 4885 [60]. Alternativ hätte die Schubbeanspruchung noch nach DIN EN ISO 14129 [61] bestimmt werden können, jedoch wird diese Vorgehensweise stellenweise als fehlerhaft eingestuft, wodurch es zu einer signifikanten Reduktion der Schubfestigkeit kommen kann [52] und deswegen darauf verzichtet wird. Die Gewebeliteraturwerte sind in diesem Fall nicht halbiert worden, sondern geben die angegebenen Literaturwerte für ein UD-Material wieder.

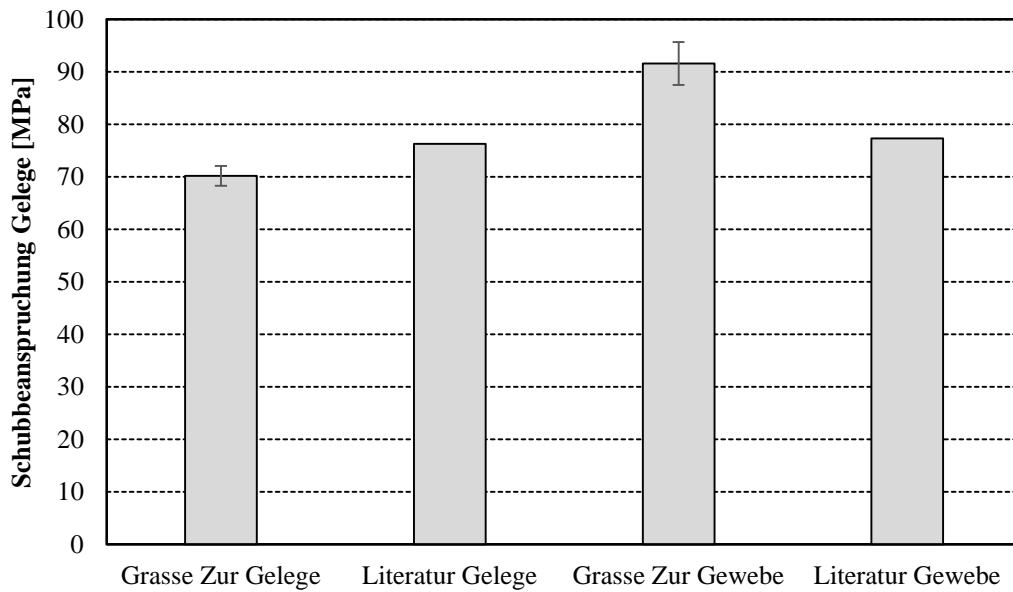


Abbildung 3.25: Gegenüberstellung der Möglichkeiten zur Bestimmung der Schubbeanspruchung des Gelege- und Gewebe-Halbzeugs

Um das nichtlineare Materialverhalten beider Halbzeuge gegenüberzustellen, werden diese in Abbildung 3.26 dargestellt. Beim Gewebematerial ist ein klarer bilinearer Verlauf der Schubspannungskurve erkennbar, wobei es anzumerken gilt, dass es bei einer Verschiebung jenseits der 12,5 % bei jeder Probe zum Ausfall der DMS kommt, was laut Prüfvorschrift ausreicht, um die Schubspannung zu berechnen. Dieses Versagen liegt an der hohen Verschiebung der Probe für welche die DMS nicht ausgelegt sind. Sollten z.B. für die dynamische Simulation zu einem späteren Zeitpunkt Verlaufskurven mit einer Verschiebung größer als 12,5 % notwendig sein, kann der Rest der Messstrecke anhand des zusätzlich aufgezeichneten Traversenwegs ergänzt werden.

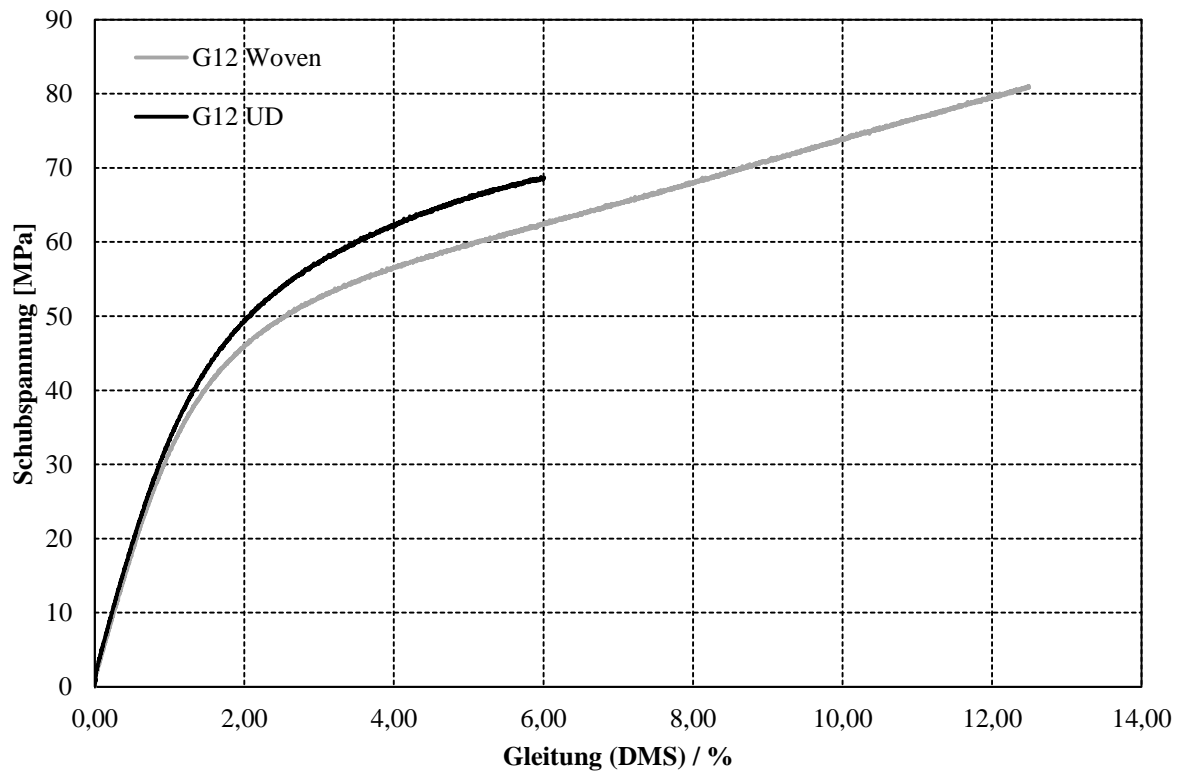


Abbildung 3.26: Gegenüberstellung des Nichtlinearen Verlaufs des Gelege- und Gewebe-Materials

3.7. Energiefreisetzungsraten

Die Energiefreisetzungsraten definieren das Verhalten der Zwischenschicht der einzelnen Lagen zueinander, das heißt sie liefern die Information, wie hoch die Haftung zueinander ist. Es gibt grundsätzlich drei verschiedene Modi, für die jeweils ein eigener Test durchgeführt werden muss. Häufig sind die geforderten Probengeometrien der Norm identisch und die Unterschiede liegen lediglich bei der geforderten Auswertung. Da der wie in Abbildung 3.27 dargestellte Mode 3 nur bei dickwandigen Bauteilen zum Tragen kommt, wird er in dieser

Arbeit

vernachlässigt.

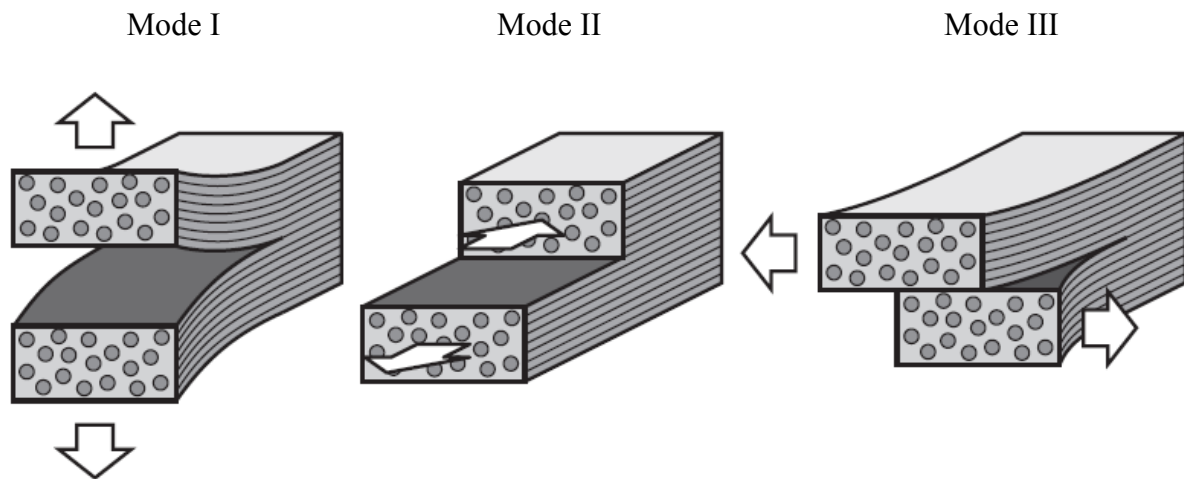


Abbildung 3.27: Darstellung der drei unterschiedlichen Bruchzähigkeitsuntersuchungen: Normale Öffnung (Abbildung links), gleitende Öffnung (Abbildung mitte), und Scheröffnung (Abbildung rechts) [62]

Als interlaminaire Energiefreisetzungsrate G_{1C} , oder auch Mode 1 genannt, im Sinne der DIN 65563 [63] „wird die zur Erzeugung eines definierten Rissfortschrittes unter Normalbeanspruchung benötigte Gesamtenergie bezeichnet“ [63]. Somit breitet sich ein Mode 1 Riss infolge von Delaminationskräften laut Norm [64] senkrecht zur Beanspruchung aus. Wie bereits in Tabelle 3.1 dargestellt, haben beide deutschen Normen, DIN 65563 und DIN EN 6033, Gültigkeit für UD-Gelege- bzw. Gewebeprepreps und unterscheiden sich lediglich bei der erlaubten Probengeometrieabweichung. Es muss allerdings erwähnt werden, dass die DIN EN 6033 im Jahr 2013 zurückgezogen wurde. Die Formel zur Auswertung bei kontinuierlicher G_{1C} Prüfung nach DIN 65563 „Methode B“ lautet:

$$G_{1C} = \frac{E}{b(a_2 - a_1)} * 10^3 \quad (3.16)$$

Mit: E = Gesamtenergie zur Erzeugung des Risses
 b = Breite des Probenkörpers
 a = Risslänge (Mittelwert beider Seiten)

wohingegen die Auswertung nach ASTM D5528 [65], auch modifizierte Balkentheorie (MBT) genannt, wie folgt bestimmt wird:

$$G_{1C} = \frac{3P\delta}{2ba} \quad (3.17)$$

Mit: P = Kraft
 δ = Kraftpunkt Verschiebung

Von großem Vorteil für die DIN 65563 ist die Wiederverwendung der bereits geprüften Mode 1 Probe zur Bestimmung von G_{2C} , auch Mode 2 genannt. Die ASTM-Norm D5528 gibt bei der Probengeometrie nur einen erlaubten Bereich vor, wodurch die gleiche Probengeometrie wie für die Deutschen Normen gewählt werden kann. Eine Gültigkeit für Gewebeprepreps hat die ASTM-Norm nicht. Somit gibt es lediglich Unterschiede bei der Aufzeichnung des Rissfortschrittes, der Auswertung der Ergebnisse und der Prüfgeschwindigkeit. Diese liegt bei der DIN bei 10 mm/min und bei der ASTM im Bereich von 0,5 bis 5 mm/min. Da laut DIN die Prüfdauer nach Möglichkeit 5 Minuten nicht überschreiten sollte, um mögliche Kriecheffekte, aus denen eine Dehnung resultieren kann und Relaxation zu verhindern, wird eine Prüfgeschwindigkeit von 10 mm/min gewählt. Abbildung 3.28 zeigt den Einfluss der Auswertemethode der beiden Normen auf den experimentell bestimmten Wert, wobei zu beachten gilt, dass die ASTM-Norm nicht für Gewebeprepreps gültig ist, wodurch der Unterschied der dargestellten Gewebeergebnisse zustande kommen könnte. Die Probenlänge liegt bei beiden Halbzeugen bei 250 mm, die Breite bei 25 mm und die Dicke bei 3 mm. Die eingelegte Trennfolie zur definierten Risseinleitung wird auf $a_0 = 35$ mm gesetzt, da das laut Norm geforderte Scharnier bereits eine Scharnierflügelänge von 30 mm aufweist. Die Delaminationsfolie hat laut Hersteller eine Materialstärke von $t_{PTFE} = 0,025$ mm. In der Arbeit von *Balzani* [62] werden die gleichen Energiefreisetzungsdaten wie in dieser experimentell bestimmt, jedoch teilweise mit anderen Normen, und dabei versucht diese anhand einer FEM zu berechnen. Das Ergebnis zeigt eine stellenweise Annäherung der Berechnung an die jeweiligen Tests, jedoch ist eine genaue Vorhersage nicht möglich.

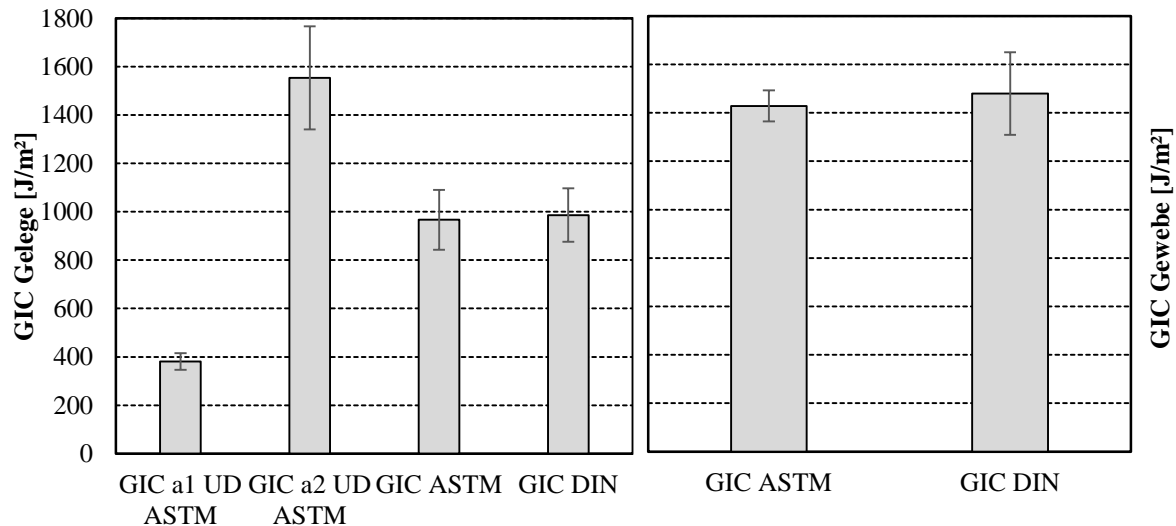


Abbildung 3.28: Unterschiede beim Ergebnis des GIC-Versuchs in Abhängigkeit vom Auswerteverfahren

Bei der Durchführung des Versuchs nach ASTM-Norm ist ein mehrmaliges Stoppen der Prüfung bei vorgegebener Risslänge a_i einzuhalten, was sich durch ein Weiterwachsen des Rissfortschrittes bei angehaltener Prüfmaschine nur durch ein Videosystem korrekt durchführen lässt. Deshalb wird die Markierung des Rissfortschritts nur zweimal während der Prüfung mithilfe eines Messschiebers direkt an der Probe ermittelt, einmal beim Kraftmaximum der Prüfung und einmal nach Beendigung dieser. Je mehr Stützstellen es während der Prüfung nach ASTM-Norm gibt, desto genauer ist die Auswertung nach dieser Methode.

Zusätzlich wird der FVG an mehreren Stellen über dem Mode 1 Probekörper analysiert. So zeigt sich ein verminderter Faservolumenanteil zwischen der Bauteilseite (Glasscheibe) und der eingebrachten Delaminationsfolie von 47 % gegenüber den 52 % zwischen Delaminationsfolie und Vakuumfolie. Durch das Einbringen der PTFE-Folie in die Symmetrieebene der Probe kommt es zu einem verminderten Fließverhalten des Harzes, wodurch ein Absaugen erschwert wird und mehr Harz in diesem Bereich stehen bleibt.

Da es im Bauteil einen Grenzbereich zwischen dem Gelege- und dem Gewebeprepreg gibt, wurde anhand von speziell für diesen Versuch gefertigten Probenplatten ein GIC Probekörper extrahiert und präpariert. Der genaue Versuchsaufbau inklusive eines Probekörpers ist in Abbildung 3.29 dargestellt. So zeigt der untere Bereich der Probenhälfte eine Faserorientierung von 0° , hervorgerufen durch das Gelegehalbzeug und die obere Probenhälfte eine Orientierung von $\pm 45^\circ$ durch das Gewebeprepreg. Die PTFE-Folie ist in

der Symmetrieebene in genau diesem Grenzbereich eingebracht. Dadurch stellt sich in der Probe der gleiche Zustand unter gleichem Faserwinkel ein wie im Bauteil.

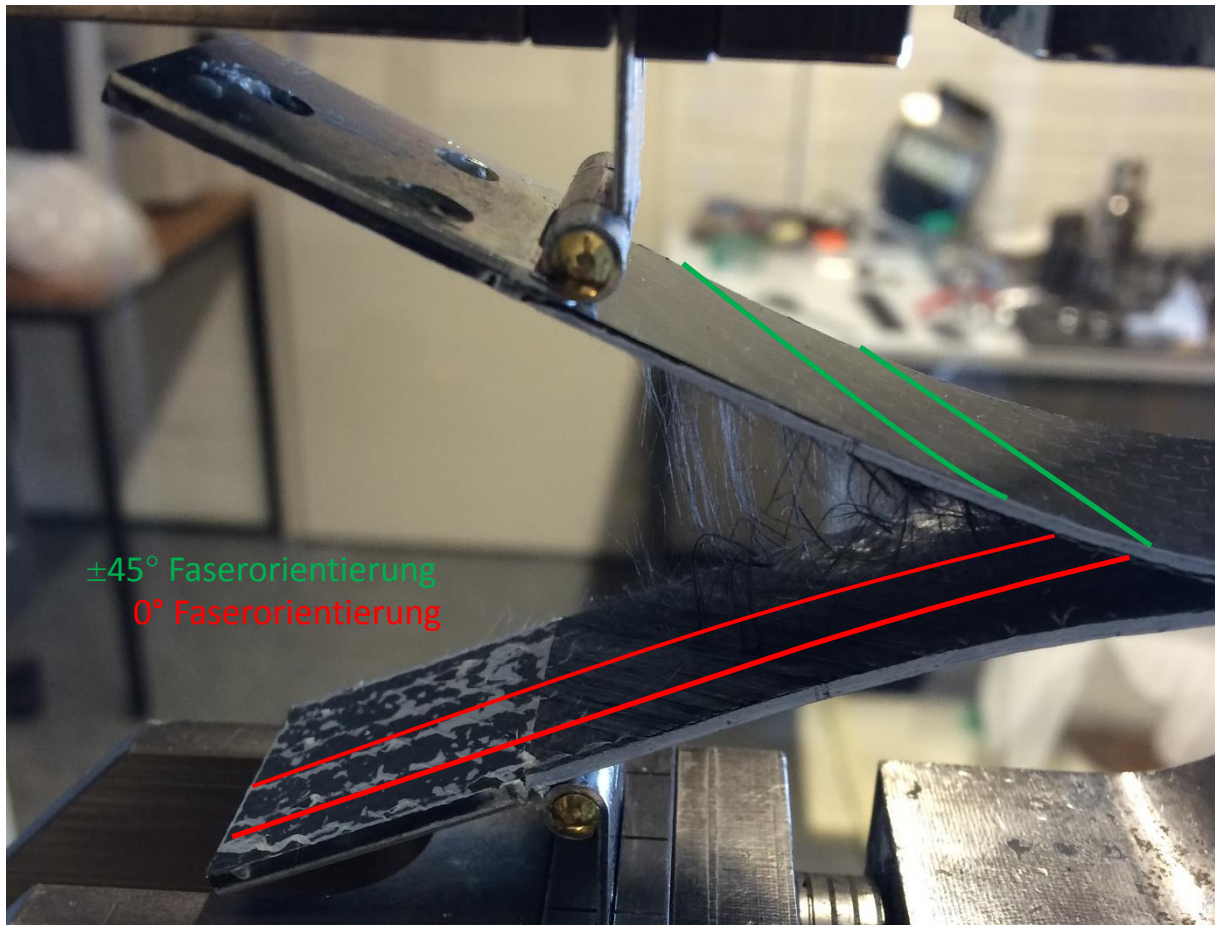


Abbildung 3.29: Versuchsaufbau der G1C Messung mit einer Grenzschicht zwischen Gelege- und Gewebe-Prepreg

In der Prüfnorm ist ein Abweichungswert zwischen den beiden Probenseiten hinterlegt, welcher nicht überschritten werden darf und ein Verdrehen der Probe aufzeigt. Da in diesem Versuch eine 0° auf eine $+45^\circ$ Faserorientierung trifft, wird dieser Zustand begünstigt. Es wird angemerkt, dass nur zwei Proben zur Ermittlung des Parameters als gültig geprüft deklariert werden können, da es eben genau zu diesem Verdrehen der Probe bei mehreren Probekörpern während der Prüfung kam. Außerdem ist in Abbildung 3.29 zu erkennen, dass sich die beiden Prepregs mit unterschiedlicher Orientierung direkt an der Grenzschicht nicht sauber trennen, sondern einiger Fasern des Geleges auf dem 0° Gewebe haften. Dieses stellenweise verbleiben der Fasern auf dem Gewebe kann durch die höhere Umschließung der Fasern im Harzbett in der Grenzschicht zwischen den beiden Lagen als die Haftung zwischen den Fasern selbst verursacht werden. Dadurch kann es zum sogenannten Fiber-pull-out, also

einem Herausziehen der Faser aus dem Matrixmaterial und wie in Abbildung 3.29 zu erkennen zum Fiber-bridging kommen. Der zuletzt genannte Effekt ist ein bereits bekannter Faktor für erhöhte Energiefreisetzungsraten bei GIC Versuchen und muss an dieser Stelle erwähnt werden. Generell sollte der Probenbruch dokumentiert und bewertet werden.

Passende Literaturwerte können in diesem Fall nicht ermittelt werden. Die Versuchsergebnisse sind in Abbildung 3.30 dargestellt. Hier ist eine Verdopplung der Energiefreisetzungsrate vom Gelege auf das unter $\pm 45^\circ$ getestete und eine 1,5-fachung auf das Gewebe Prepreg zu erkennen.

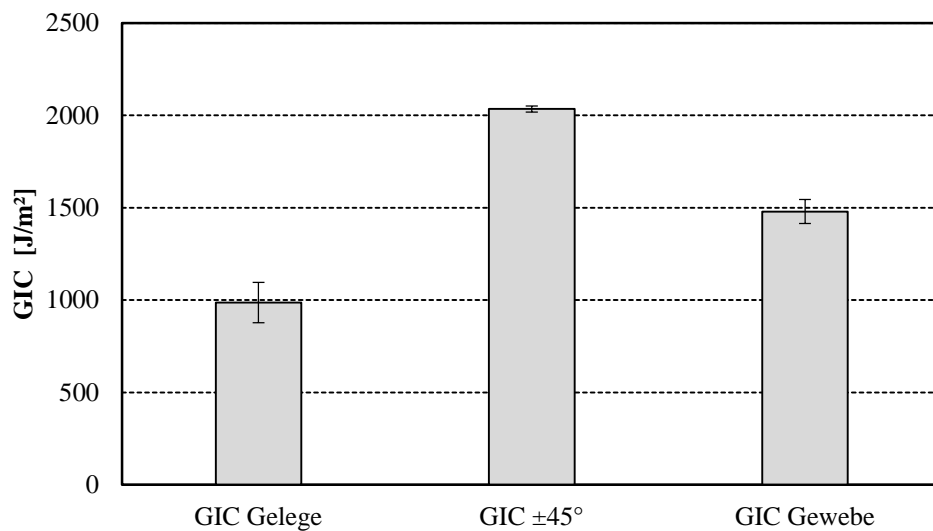


Abbildung 3.30: Vergleich der ermittelten Mode 1 Werte für beide Materialien

Zur experimentellen Bestimmung der interlaminaren Energiefreisetzungsrate G_{2C} stehen, wie bereits beschrieben, die DIN 65563 oder die DIN EN 6034 [66] zur Verfügung. Es gilt zu beachten, dass die DIN EN 6034, wie bereits die verwendete DIN EN 6033, 2013 zurückgezogen wurde. Die DIN EN 6034 Probengeometrie ist etwas länger als die der DIN 65563, was der Wiederverwendung der Mode 1 Probe geschuldet ist. So wird nach der Mode 1 Prüfung der beanspruchte Bereich der Probe abgeschnitten, bis nur eine in der Norm definierte Anrisslänge übrig bleibt, wodurch sich die verkürzte Probenlänge erklärt. Ein gültiges ASTM Pendant existiert zurzeit nicht. Zur Auswertung von G_{2C} nach DIN 65563 wird die gleiche Formel wie für G_{1C} nach Formel (3.16) angewendet.

Die Formel zur Auswertung nach DIN EN 6034 lautet:

$$G_{2c} = \frac{9 \cdot P \cdot a^2 \cdot d \cdot 1000}{2 \cdot w \left(\frac{1}{4} \cdot L^3 + 3a^3 \right)} \quad (3.18)$$

Mit: P = Maximalkraft bei Rissbeginn
 d = Traversenweg bei Rissbeginn
 a = Vorgegebene Risslänge
 w = Breite des Probenkörpers
 L = Lagerabstand

In Abbildung 3.31 sind trotz Ungültigkeit der DIN EN 6034 die Ergebnisse der unterschiedlichen Auswertemethode gegenübergestellt. Die beiden G_{2c} Testergebnisse des Geleges weichen angesichts der unterschiedlicher Auswerteformeln um 90 J/m², was einer Abweichung vom ca. 13 % entspricht, voneinander ab, die des Gewebes liegen mit einer Abweichung von lediglich 4 J/m² fast übereinander.

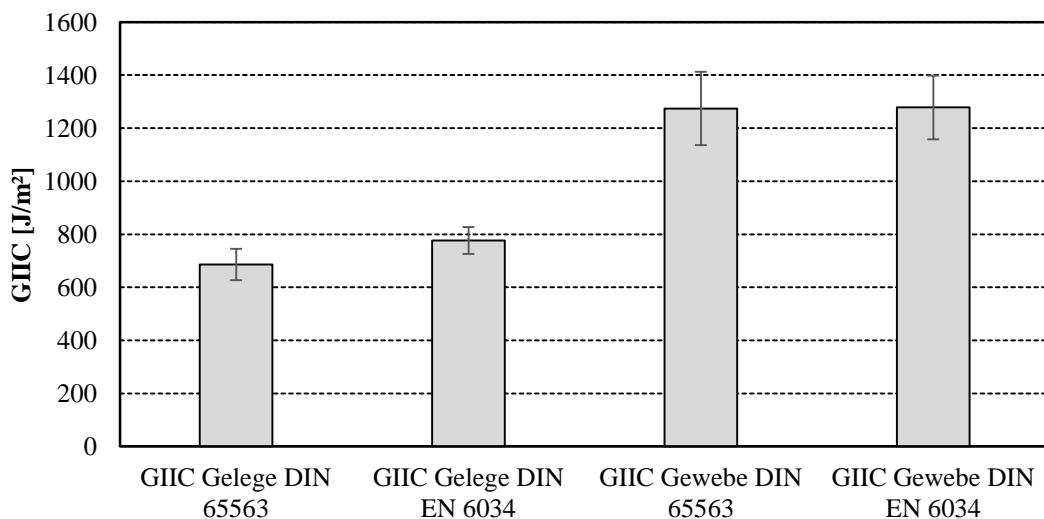


Abbildung 3.31: Unterschiede beim Ergebnis des GIIC-Versuchs in Abhängigkeit vom Auswerteverfahren

Der Mixed-Mode-Bending-Versuch (MMB) ist eine Testmethode endlosfaserverstärkter Verbundwerkstoffe zur Bestimmung der interlaminaren Bruchzähigkeit bei unterschiedlich einzustellenden Mode 1 bis Mode 2 Lastverhältnissen. Bei diesem aktuell nur nach ASTM D6671 prüfaren Versuch werden die beiden Modi zu einem gewünschten Teil jeweils im gewünschten Verhältnis überlagert in die Probe eingebracht um deren Einfluss zu messen. Dieser besitzt nur Gültigkeit für Gelegematerialien, wird aber mangels fehlender und gültiger Norm zur Bestimmung des Gwebematerials verwendet. Dazu wird eine Bruchzähigkeits-

Prüfvorrichtung der Firma Wyoming Test Fixtures Modell WTF-MM verwendet, die extra für die ASTM-Norm D6671 aus rostfreiem Stahl und Aluminium gefertigt wird.

Als Anforderung an die Probekörper gelten ein Laminataufbau mit gerader Lagenanzahl zur Einbringung der Delaminationsfolie und eine gleichseitige Rissfortpflanzung ohne Verdrehung der Probe bei der Prüfung. Außerdem dürfen die Proben vor der Prüfung nicht angerissen werden, weshalb auf sauberes Arbeiten beim Verkleben der Scharniere zu achten ist. Die Probengeometrie ist in der Norm wie folgt beschrieben. Die Gesamtlänge ist keine kritische Größe und wird häufig auf 137 mm festgelegt, wobei die Breite zwischen 20-25 mm liegen sollte. Als Probendicke wird dabei ein Wert zwischen 3 mm bis 5 mm angegeben, wobei dieser erhöht werden darf, falls es zu einer zu großen Verformung und somit zu geometrischen Nicht-Linearitäten des Prüfkörpers kommt. Abbildung 3.32 zeigt schematisch die Prüfvorrichtung mit eingelegtem Probekörper, wo durch Einstellen der Hebellänge „c“ die Größe der Überlagerung der beiden Moden eingestellt werden kann.

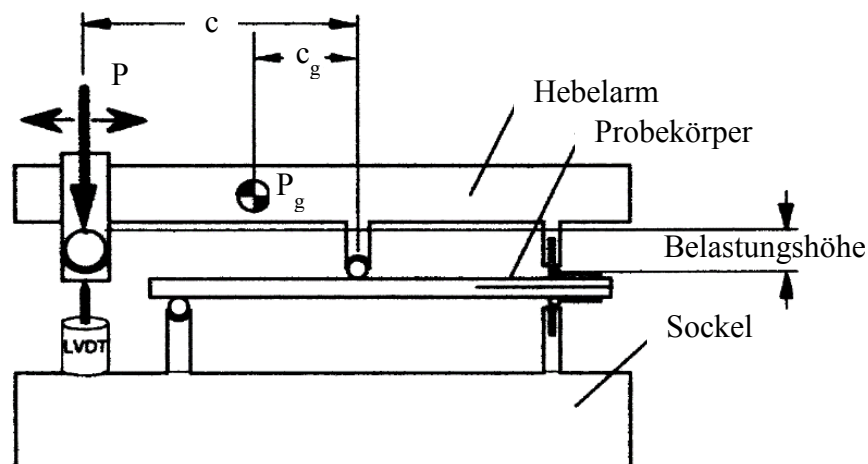


Abbildung 3.32: NORM: ASTM D6671 Abbildung der Mixed-Mode-Bending Apparatur

Zur Validierung der Moden wird wie gefordert ein Probekörper aus einem homogenen Material, in diesem Fall ein Stahlriegel mit definierten Eigenschaften und gleicher Probengeometrie, verwendet. Dieser wird zur Kalibrierung bis zu einem definierten Grad belastet, um anhand der Kalibrierungskurve den Grad der Modenüberlagerung bestimmen zu können. Es werden, wie in Abbildung 3.33 gezeigt, der Mode 2 einmal um 38 % und einmal um 50 % überlagert. Geprüft werden insgesamt 5 Gelege- und 6 Gewebeproben, wobei letztere zur Hälfte in Kett- und zur anderen Hälfte in Schussrichtung präpariert werden. Zusätzlich wird der Biegemodul in Faserrichtung $E_{||f}$ experimentell ermittelt, da die Berechnung dieses Parameters anhand folgender Formel:

$$E_{||f} = \frac{8(a_0 + \chi h)^3 (3c - L)^2 + [6(a_0 + 0,42\chi h)^3 + 4L^3](c + L)^2}{16L^2 b h^3 (\frac{1}{m} - C_{sys})} \quad (3.19)$$

mit: a_0 = Delaminierungslänge zum Zeitpunkt 0
 m = Steigung der Lastverlagerungskurve
 C_{sys} = Systemkonformität
 χ = Risslängenkorrekturfaktor

erfahrungsgemäß eine zu hohe Ungenauigkeit aufweist. Dieser wird anhand der ASTM D790 [67] für das Gelegematerial mit einem Wert in Höhe von 96 GPa und für das Gewebematerial in Höhe von 57 GPa ermittelt. Das Ergebnis der Berechnung ergibt für das Gelegematerial einen Wert von 93 GPa, was einer Abweichung von knapp über 3 % entspricht, und für das Gewebematerial 6 % auf einen Wert von 53,5 GPa.

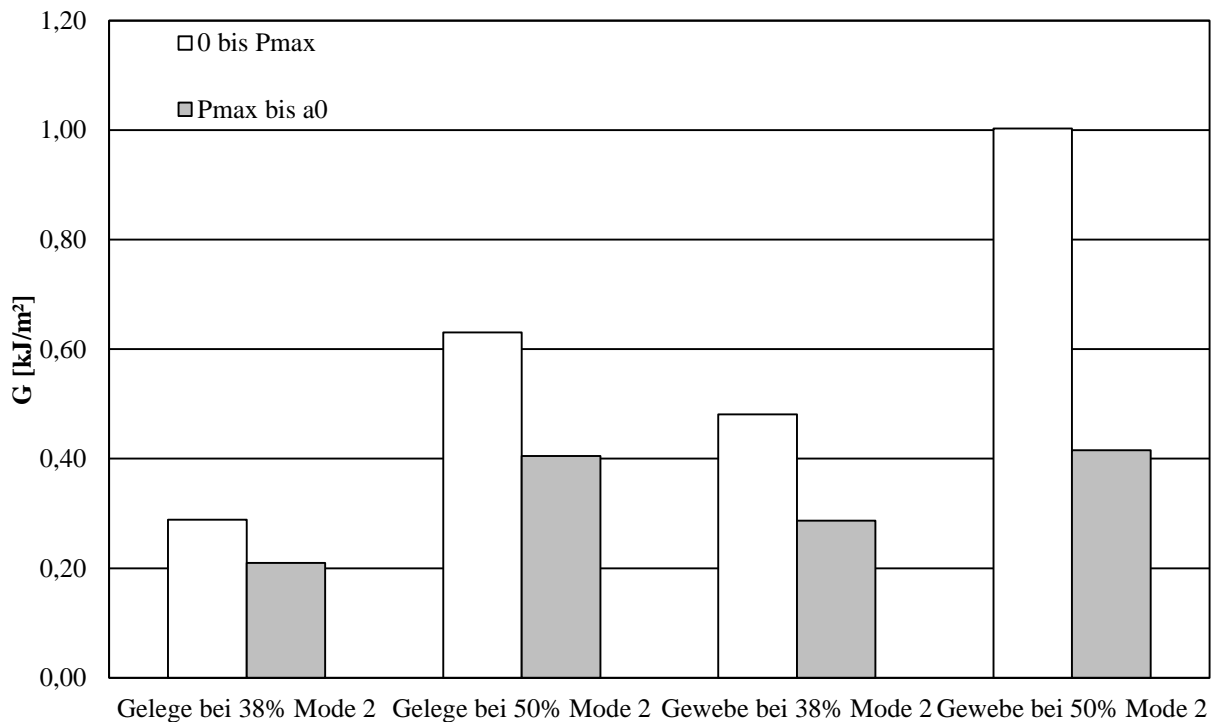


Abbildung 3.33: Ergebnisse der Mixed-Mode-Bending Versuchsreihe bei prozentual unterschiedlicher Überlagerung des Mode 2 vom Mode 1

Aus dem Kraft-Weg-Diagramm eines Versuchs können laut Norm bis zu 9 Mixed-Mode Bruchzähigkeitsergebnisse abgeleitet werden, wenn die technische Ausstattung für diese Versuche ausgelegt ist. Dazu muss der Rissfortschritt nach 1, 2, 3, 4, 5, 10, 20 und 25 mm in einem Abstand vom Ursprungswert a_0 angehalten und vermessen werden. In diesem Fall ist

trotz der geringen Prüfgeschwindigkeit von 2 mm/min eine so genaue Messung nicht möglich, weshalb lediglich die zwei Werte von 0 bis P_{max} und von P_{max} bis a_1 ausgewertet werden können. Auffällig ist, dass die Ergebnisse zwischen 0 bis P_{max} höher sind, da hier im Kraft-Weg-Diagramm die Anrissphase der Probe liegt, welche dadurch mit ausgewertet und in der Norm erwähnt wird.

3.8. Harzspezifikation

Da eine Reinharzprobe zur Ermittlung der Eigenschaften des Harzsystems nicht am Markt verfügbar ist und diese nicht aus dem Prepreghalbzeug extrahiert werden kann, muss auf eine experimentelle Bestimmung der Ingenieurskonstanten verzichtet werden. Die einzige Möglichkeit besteht in der Rückrechnung anhand der bereits durchgeführten mechanischen Tests, um zumindest eine grobe Übersicht über die Eigenschaften des Harzsystems zu erhalten. In dem mitgelieferten Datenblatt sind die benötigten Werte, bis auf die Dichte, nicht hinterlegt. Da beide Halbzeuge mit dem identischen Hot-Melt Epoxidharz (EP) imprägniert worden sind, können die Ergebnisse von beiden Materialtests verwendet und miteinander verglichen werden. Die Kennwerte, welche für die Materialkennwertberechnung und die FEM-Simulation benötigt werden, sind aus der Literatur bezogen und in

Tabelle 3.5 aufgelistet.

	R_m [MPa]	E [MPa]	S₂₁ [MPa]	G₂₁ [MPa]	ν [-]	ρ [g/cm²]
EP	65,4	3400	1350	1019	0,34	1,2

Tabelle 3.5: Übersicht der gewählten Matrix-Materialkennwerte.

3.9. Faservolumengehaltsbestimmung und -umrechnung

Zur Bestimmung des Faservolumenanteils stehen generell mehrere Prüfmethoden zur Verfügung. Im zu Prüfungszwecken von der Adam Opel AG bereitgestellten Prüflabor wird der FVG anhand der thermogravimetrischen Analyse (TGA) und der thermischen Zersetzung (Kalzinierung) im Muffelofen ermittelt. Als weitere Methoden kann noch die Dickenmessung oder die Planimetrie verwendet werden, wobei nur Erstere zusätzlich zu den beiden bereits erwähnten Methoden angewendet wird. Die Vorgehensweisen zur nasschemischen Analyse, Methode A, sowie der Kalzinierung im Muffelofen finden sich in der DIN EN 2564 [68]. Die Vorgehensweise für die TGA finden sich in der DIN EN ISO 11358 [69], wobei der Vorteil

gegenüber der Kalzinierung im Muffelofen beim Messen der Massenänderung über der Zeit liegt, wodurch die sich verflüchtigenden Anteile direkt einer Temperatur zugeordnet werden können. Abbildung 3.34 zeigt eine solche TG-Kurve, bei der das im Bild eingemessene Plateau den Zerfall der Matrix darstellt, wodurch der Masseverlust dieser auf den Faservolumenanteil zurückgerechnet werden kann. Diese Methode ist wesentlich sicherer in der Anwendung, als die Veraschung im Muffelofen da ihre Ergebnisse grafisch überprüft und nicht versehentlich ein Teil der Faser mit verascht werden kann.

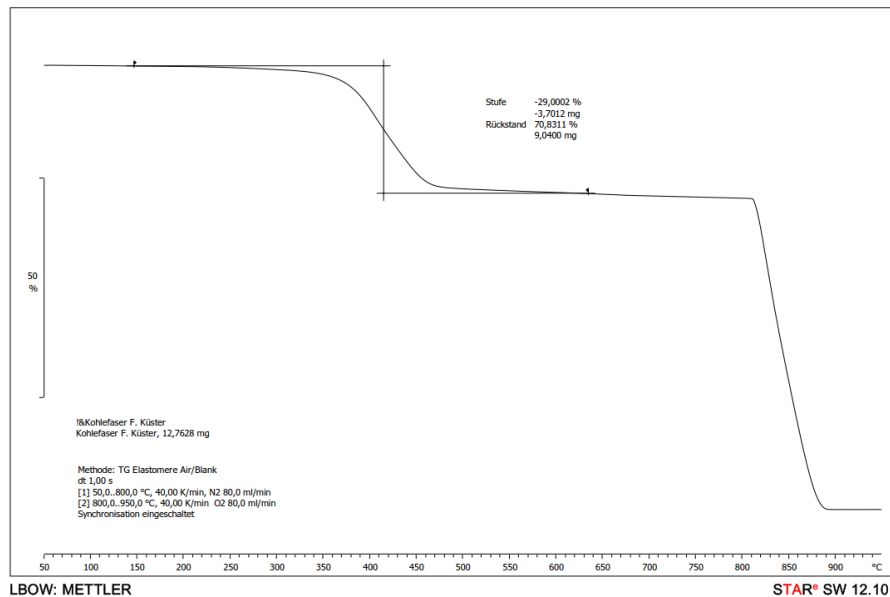


Abbildung 3.34: TGA Opel mit einem Faservolumengehalt (Glührückstand) von 70,8 %

Im Prüflabor des PUK können alle drei hier dargestellten Methoden geprüft werden, jedoch werden nur nasschemische und TG Analysen durchgeführt. Bei der nasschemischen Analyse wird Schwefelsäure in Verbindung mit Wasserstoffperoxid verwendet. Außerdem wird ein Ringversuch mit beiden Prüflaboren durchgeführt, um deren gelieferte Ergebnisse besser einordnen und vergleichen zu können. Für einen ersten Abgleich werden an allen Orten TGA Untersuchungen durchgeführt, um die Orte zueinander zu kalibrieren. Der Einfluss des FVG ist maßgeblich bei der Umrechnung des FVG der Charakterisierung auf Probenebene und der Übertragung dieser auf den FVG des Bauteils. Gerade in der Berechnung stellt der FVG eine wichtige Kenngröße dar, da er einen direkten Einfluss auf einen Großteil der Eingangsparameter zeigt. Um für den durchgeführten Ringversuch aussagekräftige Ergebnisse zu bekommen, wird aus einer der Probeplatten ein quadratisches Stück extrahiert, in neun gleichgroße wieder quadratische Stücke unterteilt, abwechselnd auf die Labore verteilt und geprüft.

Tabelle 3.6 zeigt die Gegenüberstellung der Ergebnisse des Ringversuchs und zusätzlich die Ergebnisse eines weiteren Ringversuchs anhand eines Bauteils.

	Versuchsplatte		Bauteil	
	Adam Opel AG	TUC PUK	Adam Opel AG	TUC PUK
TGA [Gew.-%]	70,8	-	71,8	75
Muffelofen [Gew.-%]	70,2	-	-	-
Nasschemisch [Gew.-%]	-	64,6	-	70,3

Tabelle 3.6: Ergebnisse des Ringversuchs im Prüflabor der Adam Opel AG und dem PUK Clausthal.

Die Methode der FVG Bestimmung durch Dickenmessung lässt sich vor Ort schnell mittels einer Bügelmessschraube oder eines Messschiebers bestimmen. Es gilt dabei die Oberflächenbeschaffenheit zu berücksichtigen, da geometrisch bedingt immer die maximale Dicke gemessen wird, wodurch z. B. Fehlstellen wie Luftblasen im Laminat der Matrix zugewiesen werden, wodurch das Ergebnis verfälscht wird. Die Formel lautet:

$$\varphi = \frac{1}{\rho_F} * \left(\frac{M_F}{V_n} \right) * \frac{n}{t} \quad (3.20)$$

Häufig werden Werte anhand von Näherungsgleichungen auf den gesuchten Parameter rückgerechnet und dieser dann in alle folgenden zu berechnenden Parameter eingesetzt. Die Umrechnung der ermittelten Ingenieurskonstanten anhand des FVG von der Probekörperebene auf die Bauteilebene stellt sich bei einigen Versuchen als kritisch heraus. *Schürmann* [26] empfiehlt durch die lineare Abhängigkeit des Elastizitätsmoduls $E_{||}$ und der Querkontraktionszahl $\nu_{\perp||}$ vom Faservolumenanteil φ folgende Formel:

$$E_{||,\varphi 2} = E_{||,\varphi 1} \frac{\varphi_1}{\varphi_2} \quad (3.21)$$

$$\nu_{\perp||,\varphi 2} = \nu_{\perp||,\varphi 1} \frac{\varphi_1}{\varphi_2} \quad (3.22)$$

Für die Umrechnung des Quer-Längs-Schubmoduls $G_{\perp||}$ empfiehlt *Bleier* [52], wenn der Schubmodul sowie der Faservolumenanteil exakt ermittelt worden sind, das Anwenden folgender Formel.

$$G_{\perp||}(\varphi) = G_{\perp||,exp} * \frac{G_{\perp||,FE}(G_{F,\varphi}^*)}{G_{\perp||,FE}(G_{F,\varphi exp}^*)} \quad (3.23)$$

Diese Vorgehensweise wird auch für den Faser-Quer-Elastizitätsmodul E_{\perp} mit ähnlicher Formel

$$E_{\perp}(\varphi) = E_{\perp,exp} * \frac{E_{\perp,FE}(E_{F2,\varphi}^*)}{E_{\perp,FE}(E_{F2,\varphi exp}^*)} \quad (3.24)$$

empfohlen. In diesem Fall wird für die Umrechnung der Grundelastizitäten das Vorauslegungsprogramm der TU Dresden eLamX² verwendet. Hier ist es möglich, feste Werte für ein Material vorzugeben oder diese anhand von Faser- und Matrixmaterialien aus den Datenblättern und der Literatur berechnen zu lassen. Da die Skalierung auf andere Faservolumenanteile nur bei berechneten Werten möglich ist, müssen die experimentell ermittelten Werte mit Hilfe der zur Auswahl stehenden Berechnungsmethoden angenähert werden. Als mikromechanisches Modell kann zwischen der Regel nach Abolin'sh, nach Chamis, nach Halpin Tsai, nach Hopkin & Chamis, oder nach Puck gewählt werden, um die Anpassung vorzunehmen. Es gilt zu beachten, dass eLamX² bei der Umrechnung von $E_{||}$ und $\nu_{||\perp}$ methodenunabhängig ist und eine Auswahl der Berechnungsmethode unnötig. Des Weiteren ist eLamX² nur für UD-Material geeignet, weshalb der $E_{F1,Gewebe}$ in den Materialeinstellungen für das Gewebematerial halbiert eingetragen und der berechnete E_{\perp} nach dem Export um den Faktor 10 erhöht werden muss. Nach einmaligem Einstellen und Speichern der Daten in der programminternen Materialdatenbank kann der FVG der Proben auf den FVG der Bauteile umgerechnet werden. Die Festigkeitswerte bleiben bei der Umrechnung unberührt, können aber manuell verändert werden.

3.10. Festlegung einer Vorgehensweise zur Materialparameterbestimmung

Flemming et al. [1] haben bereits nach Möglichkeiten zur Reduzierung des Versuchsaufwandes für eine Qualifikation eines Faserverbundes für die Luft- und Raumfahrt anhand von Grundlagenuntersuchungen und Bauteilen aus der Serienproduktion, wie z. B.

einer Manöverbremsklappe des Alphajets, gesucht. Bei der Untersuchung des Streuungsverhaltens und einer Einteilung der Daten nach Prüfort und Material zeigt der Prüfort einen hohen Einfluss bei der statischen Auswertung des Streuungsverhaltens, weshalb dieser während einer Materialcharakterisierung nicht gewechselt werden sollte. Um die Streuung zu reduzieren, sollten festgelegte Auswerteprogramme wie z. B. die DIN 29971 [70] verwendet werden. Bei dem in der Literatur vorgestellten Vorhaben zur „Kurzqualifikation“ [71] handelt es sich um eine empirische Methode zur Ermittlung von Kennwerten, basierend auf einer umfangreicheren Faserstatistik, der Berücksichtigung des Einflusses der Probengeometrie, der Harzbruchdehnung und dem Faserausnutzungsgrad. Außerdem kommen noch sonstige Einflüsse, wie die prüfortsspezifische Streuung, zum Tragen. Die Anforderungen sind für die Luft- und Raumfahrt ausgearbeitet und müssen für die Automobilindustrie entsprechend angepasst werden. Bei dieser Untersuchung wird ebenfalls ein Kohlenstofffaserprepreg verwendet, welches im Autoklav ausgehärtet wird, wodurch die Vergleichbarkeit des Fertigungsprozesses gegeben ist.

Die ideale Vorgehensweise zur Bestimmung der Materialparameter hängt in erster Linie von der erforderlichen Genauigkeit der Simulationsergebnisse ab. Handelt es sich nur um eine einfache Überprüfung, ob ein Faser-Verbund-Bauteil Vorteile gegenüber einer Stahl- oder Aluminiumvariante bietet, sollten die fasertypischen Werte aus der Literatur Verwendung finden. Handelt es sich jedoch um eine dynamische Simulation mit komplexem Material- und Bruchversagen, wird, falls welche verfügbar sind, mit diesen Werten keine gute Übereinstimmung erzielt werden können. Trotz der Unsicherheit bei der Berechnung der Materialkennwerte hat diese Vorgehensweise auch ihre Vorteile. Die wesentlichsten sind die minimalen Kosten der Berechnung, gefolgt von der Schnelligkeit, mit der auch verschiedene Materialkombinationen ausprobiert werden können und zuletzt die Abhängigkeit von der Probenqualität. Der Vorteil der experimentellen Bestimmung der Kennwerte ist das Abbilden der Fertigungseinflüsse, das Abbilden der faserverbandspezifischen Eigenschaften, wie z. B. die Anisotropie, das Aufzeichnen der Nichtlinearitäten und das Bestimmen des Einflusses von Temperatur und Feuchte.













	Steifigkeiten				Festigkeiten					Energie- freisetzungsraten		
	E_{\parallel}	E_{\perp}	$\nu_{\perp\parallel}$	$G_{\perp\parallel}$	R_{\parallel}^{+}	R_{\parallel}^{-}	R_{\perp}^{+}	R_{\perp}^{-}	$\tau_{\perp\parallel}$	G_{1C}	G_{2C}	MMB
1.												
2.				 								
3.										  		

Tabelle 3.7: Darstellung einer Methodik zur effizienten Parametergewinnung für die CAE

Wie in Tabelle 3.7 darstellt, ist eine Einteilung in drei Stufen mit fließenden Grenzen der richtige Weg zum Faser-Verbund-Bauteil. Hierbei sollen immer die aktuellsten und genauesten Werte zum Einsatz kommen. Verallgemeinert lautet die Reihenfolge mit steigender Genauigkeit: Literatur, Datenblatt/Berechnung, Datenbank und Experiment. Falls für die erste Stufe der Vorauslegung bereits das Material und deren Materialkennwerte aus einer Datenbank verfügbar sind, sollten diese umgehend verwendet werden und nicht erst zu einem späteren Zeitpunkt. So können für eine erste Vorauslegung die gängigen Materialkennwerte aus der Literatur entnommen werden, falls die Materialauswahl weiter fortgeschritten ist, aus den Datenblättern berechnet oder falls bereits eine Datenbank eingerichtet wurde, diese dort entnommen werden. Hier zeigt sich der in Kapitel 1.3 angesprochene Vorteil des Arbeitens in der Simulation mit sogenannten Headern. Liegen neue Materialkennwerte vor, können diese effizient im bestehenden Quelltext geändert werden. Für eine erste Untersuchung im Sinne der Vorauslegung wird das Material in der Simulation als orthotropes Material dargestellt. Mit dieser Vorgehensweise lässt sich generell eine Aussage darüber treffen, ob das untersuchte Bauteil aus Faserverbundkunststoff an dieser Stelle die notwendigen Eigenschaften mitbringt. Tendenziell sollten eher konservative Werte verwendet werden, da beim späteren Wechsel auf eine anisotrope Materialabbildung und der Durchführung einer Drapiersimulation maximal die gleiche Performance erreicht werden kann, sich erfahrungsgemäß durch die sich ergebende Faserumorientierung aber eher verschlechtert. Die Betrachtung des Fertigungsprozesses ist zu diesem Zeitpunkt nicht von Bedeutung. Dadurch beschränkt sich

die Mindestanforderung an Materialdaten, welche für die Simulation benötigt wird, für die erste Stufe auf $E_{||}$ und $\nu_{\perp||}$.

Ist die Phase der groben Vorauslegung abgeschlossen und wechselt in die statische Berechnung, kommt die Zweite, um die experimentell bestimmte Materialkennwerte ergänzte Stufe, zum Tragen. Hierbei wird der Schubversuch $\tau_{\perp||}$ und der Faser-Quer-Zugversuch R_{\perp}^{+} durchgeführt, sofern diese Werte nicht bereits aus einer Datenbank bezogen und für die erste Stufe verwendet werden. Wie schon in [26] erwähnt, zeigen diese beiden Parameter eine erschwerte Prognostizierbarkeit, besonders da das nichtlineare Materialverhalten des Schubversuchs nur beim Testen aufgezeichnet werden kann. Der Schubmodul kann etwas einfacher als nach der DIN SPEC 4885 auch unter Verwendung einer Universalprüfmaschine und der DIN EN ISO 14129 ermittelt werden. Der Testaufbau gilt als schwierig und im Fall der Prüfung nach DIN SPEC 4885 als komplex einzustufen. Bei einem Gelegematerial wird dazu auch nur eine Probenplatte mit 2 mm Dicke benötigt, bei Gewebematerial kann eine Kombinationsplatte mit 2 mm und 3 mm gleichzeitig gefertigt werden, um die minimal benötigten 10 Proben pro Versuch zu extrahieren. Die restlichen Parameter können von der ersten Stufe übernommen werden. Zu diesem Zeitpunkt wird die Betrachtung des Fertigungsprozesses als Input in die Simulation empfohlen.

Die dritte und letzte Stufe lässt Freiheiten bzgl. des Erweiterns der experimentellen Bestimmung von Kennwerten. Bei einer vollen Materialcharakterisierung mit der geforderten minimalen Anzahl von 10 Proben müssen bereits über 100 Proben extrahiert, präpariert und geprüft werden, mit zusätzlich mindestens sechs unterschiedlichen Testaufbauten und einem Minimum von sechs unterschiedlichen Probengeometrien. Die Notwendigkeit der sehr aufwendig zu bestimmenden Energiefreisetzungsraten Mode 1, Mode 2 und MMB sind aufgrund der recht langsam fortschreitenden Implementierung in bestehende FE-Formulierungen nicht gegeben. Ähnlich verhält es sich z. B. mit den Puck'schen Parametern, welche einen zusätzlichen Testumfang von mindestens 98 Probekörpern unter verschiedener Variation mit sich bringen. Eine genaue Einschätzung kann zu diesem Zeitpunkt nicht getroffen werden.

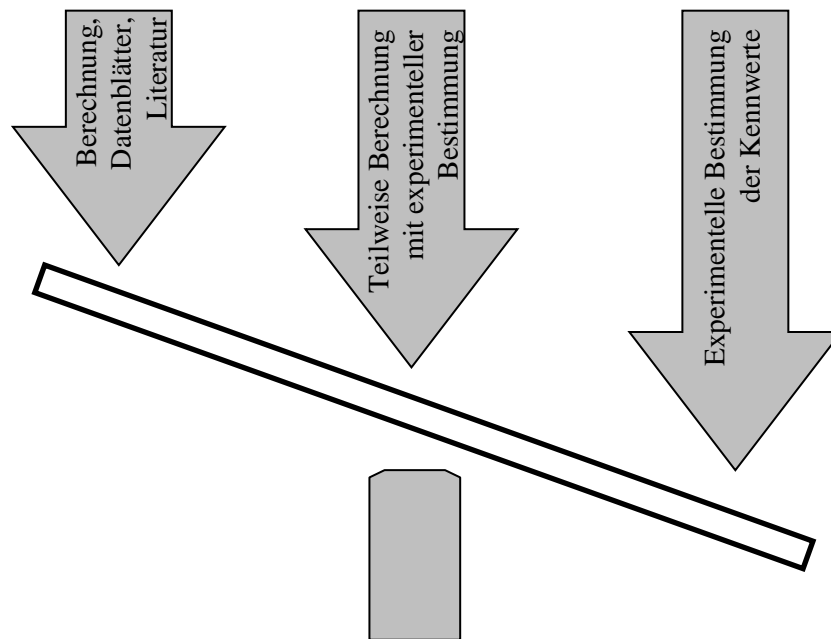


Abbildung 3.35: Darstellung der Ergebnisse der simulativ durchgeführten Sensitivitätsanalyse

Wie schon von *Flemming* [1] erwähnt, kann durch die Vernetzung der Einflussfaktoren ein schnelles und kostengünstiges Ergebnis generiert werden, jedoch darf anhand der spekulativen Vorgehensweise keine endgültige Bauteildimensionierung durchgeführt werden. Diese ist lediglich für die Vordimensionierung und für parametrische Vergleiche, insbesondere für Kostenbelange geeignet.

3.11. Sensitivität der Materialparameter

Die Aussagekraft eines Materialparameters zeigt sich auf Probekörperebene während der Charakterisierung. In diesem Kapitel geht es jedoch um die Aussagekraft und die Sensitivität der auf anderem Weg bestimmten Materialparameter, gegenüber den im Labor getesteten, wie in Kapitel 3.2. näher beschrieben. Bei Letzterem werden die Ergebnisse vom PUK sowie von Opel zusammen gerechnet und mit der Streuung in den folgenden Tabellen angegeben. Dazu wird die Standardabweichung dieser beiden Methoden gegenübergestellt, sprich, die Stärke der Streuung um den Mittelwert, sowie deren ermittelten Werte.

Tabelle 3.8 geht dabei auf die Ergebnisse der Gelege-Halbzeug-Untersuchung ein, bei welchen alle bereits gezeigten Möglichkeiten zur Parametergewinnung (alternative Werte) denen der Tests gegenübergestellt sind. Bis auf beim Faser-Längs-Elastizitätsmodul werden die prognostizierten Werte zu hoch vorhergesagt, was gegen eine angestrebte konservative

Auslegung spricht. Die Standardabweichung ist gegenüber den Testwerten, falls angegeben, ebenfalls höher. Da der Faser-Quer-Elastizitätsmodul sowie der Quer-Längs-Schubmodul nur in einer Einrichtung geprüft werden konnte, steht hier zum Vergleich aufgrund einer zu geringen Anzahl an Werten keine Standardabweichung zur Verfügung. Alternative Werte, die innerhalb der Standardabweichung der Testwerte liegen und ebenfalls eine geringe Abweichung aufweisen, werden als gering sensitiv betrachtet. Das trifft lediglich auf den Faser-Längs-Elastizitätsmodul zu.

	Gelege						
	Grundelastizitäten				Basisfestigkeiten		
	[GPa]	[GPa]	[GPa]	[-]	[MPa]	[MPa]	[MPa]
	$E_{ }$	E_{\perp}	$G_{\perp }$	$\nu_{\perp }$	$R_{ }^+$	R_{\perp}^+	$\tau_{\perp }$
Alt. Werte	123	8,21	4,09	0,32	2370	-	76
Std.-Abw.	18	2,29	1,06	0,06	99	-	-
Tests	129	7,65	3,68	0,24	1724	32	70
Std.-Abw.	6	-	-	-	66	2,8	-

Tabelle 3.8: Gegenüberstellung des Mittelwerts aller alternativ ermittelten Materialparameter gegenüber dem der Testergebnisse des Gelege-Halbzeugs. Dargestellt sind die Mittelwerte sowie die Standardabweichung.

In Tabelle 3.9 hingegen, den Ergebnissen der Gewebe-Halbzeuge-Untersuchung, trifft diese Aussage nahezu auf alle vergleichbaren Werte zu, was dem orthotropen Materialaufbau geschuldet ist. Beim Faser-Quer-Elastizitätsmodul zeigten alle alternativen Quellen den Wert 67 GPa an. Für die Faser-Quer-Festigkeit konnten für das Gelege- sowie Gewebe-Halbzeug keine weiteren Quellen gefunden werden.

Somit sind Gelege-Halbzeuge bei der Materialkennwertermittlung stärker sensitiver als Gewebe-Halbzeuge und sollten, falls möglich, sehr früh im Entwicklungsprozess anhand von Tests bestimmt werden.

	Gewebe						
	Grundelastizitäten				Basisfestigkeiten		
	[GPa]	[GPa]	[GPa]	[-]	[MPa]	[MPa]	[MPa]
	$E_{ }$	E_{\perp}	$G_{\perp }$	$\nu_{\perp }$	$R_{ }^+$	R_{\perp}^+	$\tau_{\perp }$
Alt. Werte	67,17	67	3,75	0,13	812	-	77
Std.-Abw.	0,29	-	1,28	0,05	123	-	-
Tests	66,00	64	3,64	0,11	763	728	92
Std.-Abw.	1,41	4	-	0,01	47	96	-

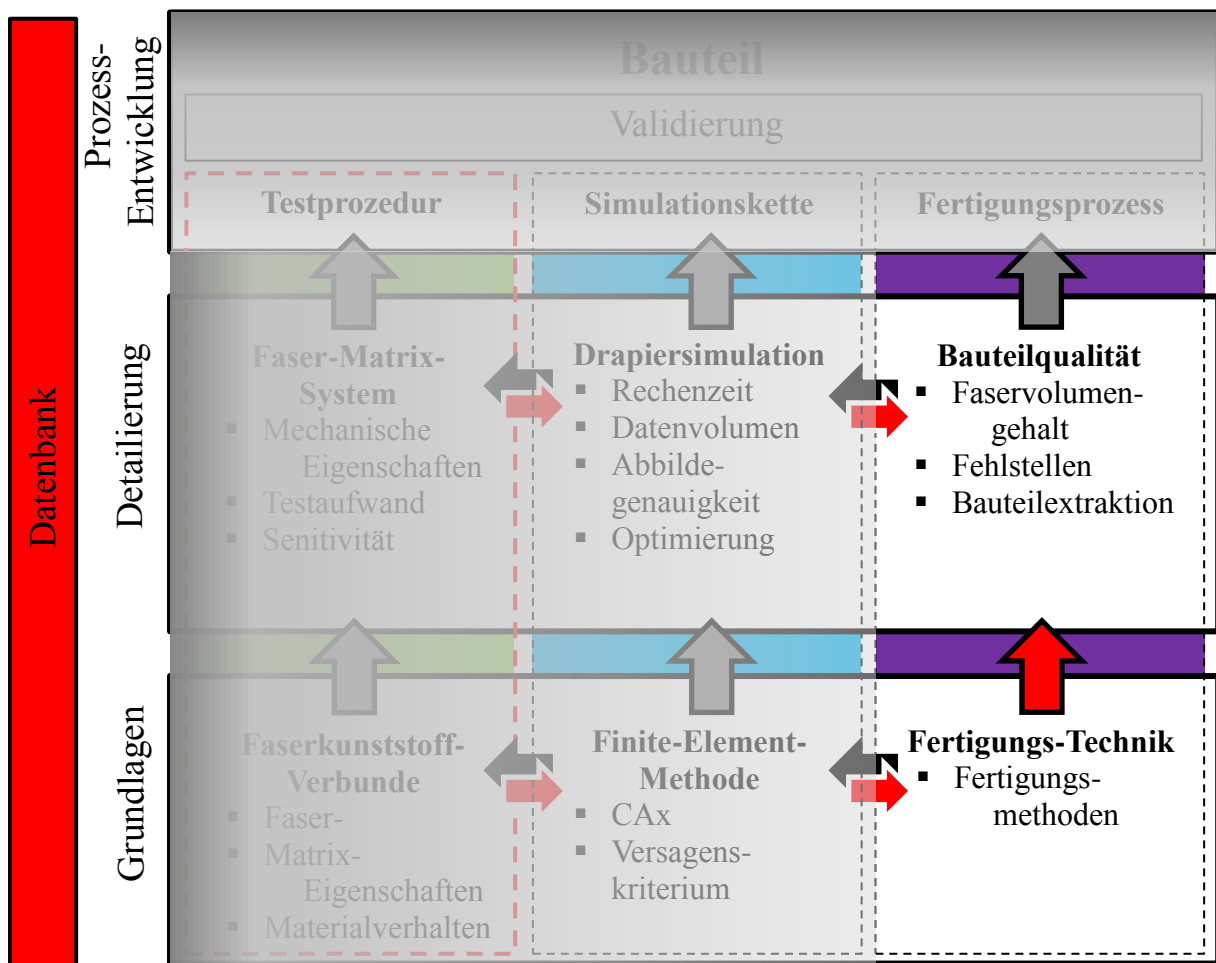
Tabelle 3.9: Gegenüberstellung des Mittelwerts aller alternativ ermittelten Materialparameter gegenüber dem der Testergebnisse des Gewebe-Halbzeugs. Dargestellt sind die Mittelwerte sowie die Standardabweichung.

4. Fertigungsprozessabbildung

Laut *Flemming* [1] ist die Streuung aufgrund von Fertigungseinflüssen weit höher als die reinen Materialstreuungen. Somit hat der Fertigungsprozess einen wesentlichen Einfluss auf den Ausschöpfungsgrad des Materials, weshalb diese Fertigungseinflüsse in der Simulation so exakt wie möglich abgebildet und berücksichtigt werden müssen. Hier kann deutlich gesagt werden, dass die Qualität der Bauteile die gleiche, wie die der Probekörper haben sollte, damit simulativ die gleichen Randbedingungen gelten. Diese Interaktion der Disziplinen ist in

Abbildung 4.1 auf horizontaler Ebene schematisch dargestellt.

So beginnt der Fertigungseinfluss bereits beim Zuschnitt des Prepregs über die exakte Angabe aller Informationen in der Fertigungsdokumentation, auch Legeplan (engl. Plybook) genannt, und gerade deren korrekte Umsetzung. Im Legeplan werden die Eigenschaften jeder einzelnen Lage vollständig und eindeutig für den Ablegeprozess definiert“ [24], wie z. B. die Lagenanzahl und der Legewinkel.



4.1. Genauigkeit der Faser- bzw. Gewebeablage und deren Einfluss

Die Genauigkeit der Faserablage ist in erster Linie abhängig vom technischen Mitarbeiter, der das gewünschte Material im Handlegeverfahren in die Form einbringt. In vielen Fällen ist das Plybook ungenügend und gibt nur einen Ablageort und die Ablagereihenfolge an, jedoch nicht, an welcher Stelle mit der Drapierung begonnen werden und in welcher Art und Weise das Material in der Form verstrichen werden soll. Sobald die Materialablage automatisiert abläuft, können diese Einflüsse vernachlässigt und der Prozess, falls notwendig, simulativ berücksichtigt werden, wodurch sich der Prozess robuster darstellt. Dies lässt sich nur durch einen Wechsel zu einer Fertigung mittels geschlossener Form oder durch die Verwendung des Tape-Lege-Verfahrens ändern.

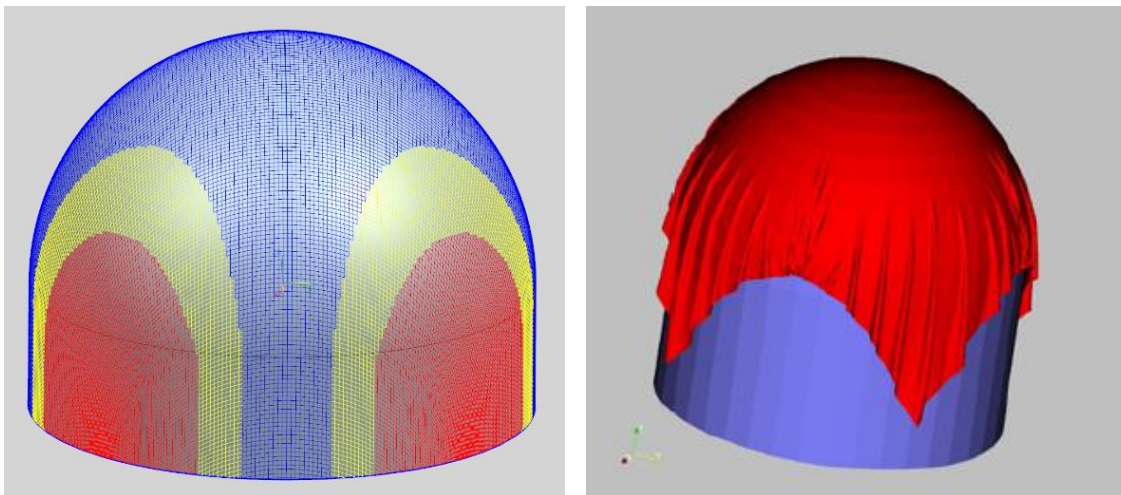


Abbildung 4.2: Gegenüberstellung einer Dom-Drapiersimulation mit Fibersim (Links) und PAM-Form (Rechts)

Häufig wird der für die Drapiersimulation benötigte Scherwinkel anhand einer, wie in Abbildung 4.2 gezeigten, Domstruktur validiert [72]. Im linken Bild ist eine Drapierung nach der geometrischen Methode gezeigt, die die Drapiergüte anhand von Farben grafisch darstellt. Eine FEM basierte Drapiersimulation, siehe Bild rechts, zeigt klar die Faltenbildung über dem Dom, ist aber, wie bereits in Kapitel 2.1 erwähnt, zeit- und kostenintensiver. Der für diese Methodik gewählte Ansatz soll nach dem Reverse Engineering Verfahren durchgeführt werden. Dieser Ansatz wird bereits von *Liebau* [40] gewählt, indem die geometrische Komplexität über mehrere Stufen gesteigert und jeweils durch einen Simulationsabgleich bis zum Realbauteil validiert wird. Die kinematischen Modelle zeigten dabei brauchbare Ergebnisse für Leinwand- und andere ausgeglichene Gewebe. Auf dieser Grundlage wird die

geometrische Komplexität in dieser Arbeit direkt am Bauteil an verschiedenen Stellen gesteigert und somit am Realbauteil validiert. Um eine exakte Übereinstimmung zwischen der Ablagesimulation und der tatsächlichen Ablage zu gewährleisten, werden hauptsächlich Flicken (engl. Patches), die einen direkten Bezug zum Rand eines Bauteils aufweisen, für die Validierung verwendet. Dabei dient der Bauteilrand als Bezugspunkt für den Patch und die angrenzende Fläche bezeichnet den ersten Ablageort, im Drapierprogramm Fibersim auch als „First Stage Region“ bezeichnet. Durch die sich am realen Bauteil ergebenden Falten und Verwerfungen können die Simulationsparameter so angepasst werden, dass diese mit den tatsächlich am Bauteil auftretenden Falten übereinstimmen. Dazu wird im Drapierprogramm der Faserwinkel so weit angepasst, bis der im Programm rot gekennzeichnete Bereich, bezogen auf den Faltenbereich, mit der am realen Bauteil auftretenden Falte übereinstimmt. Die kritischen Bereiche werden dabei von Fibersim mit einer hohen Genauigkeit angezeigt, lediglich der rot dargestellte Faltenbereich wird anhand des Drapierwinkels angepasst. Zur Validierung der Simulationsergebnisse werden gezielt komplexe Bereiche der Bauteilform mit dem verwendeten Prepregmaterial belegt und diese anschließend miteinander verglichen. Da das Gewebematerial anders als das Gelegematerial durch seine Kett- und Schussrichtung als formstabiler und gutmütiger seitens der Drapierbarkeit gilt, wird dies exemplarisch zur Validierung der Ergebnisse verwendet. Da für die Bauteil- und die Probenplattenfertigung einmal reines UD-Material und einmal Non-Crimp-Fabric ($\pm 45^\circ$) zum Einsatz kommen, kann die Validierung noch einmal zusätzlich am gleichen Material, jedoch in Form eines Halbzeugs mit zwei unterschiedlichen Bindenähten, durchgeführt werden. Die hier gezeigte Vorgehensweise wird auf das UD-Material übertragen und validiert.

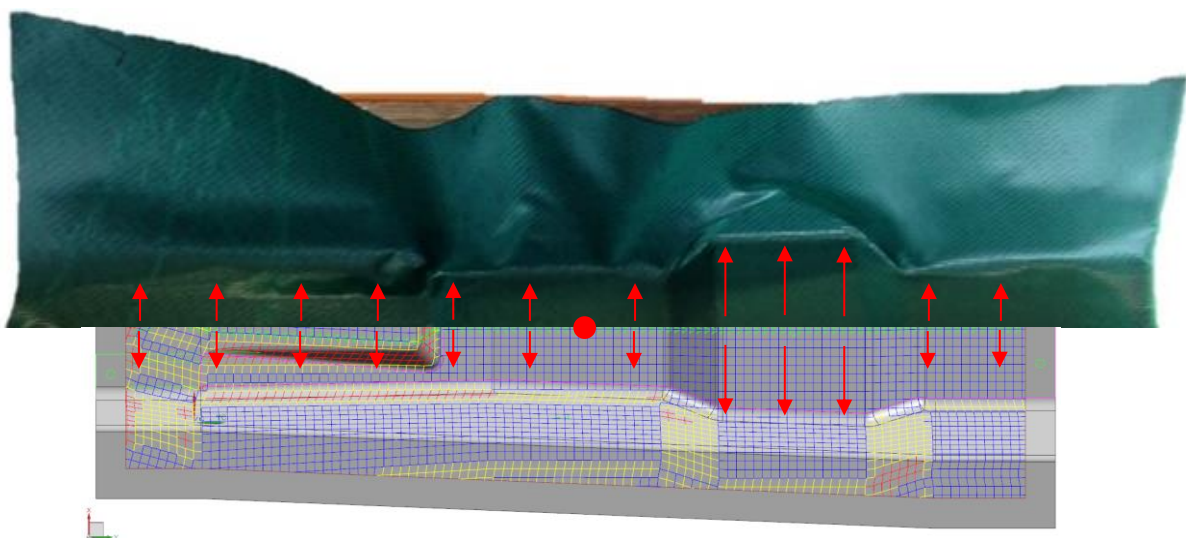


Abbildung 4.3: Direkter Vergleich einer Drapiersimulation am Bauteil mit vorgegebenen Drapierparametern der einer in einer kompletten Lage ausgeführten Bauteildrapierung gegenübergestellt ist

Der erste Drapierversuch wird mit den von Fibersim vorgegebenen Werten für Gewebematerial durchgeführt. Die Drapierung sollte von der Mitte aus, wie der rote Punkt in Abbildung 4.3 zeigt, in Längsrichtung erfolgen und anschließend im rechten Winkel nach außen gestrichen werden. Laut Simulation sollte eine Drapierung, abgesehen von einigen kleinen Bereichen, möglich sein. In der Praxis stellte sich eine Drapierung jedoch als nicht realisierbar heraus und ist der Grund für eine Grenzwinkelanpassung innerhalb der Drapiersimulation. Nach der Reduzierung des Gewebegrenzwinkels in Fibersim zeigt sich, dass das Bauteil nicht komplett mit einer Lage bedeckt werden kann, ohne an die Grenzen der Drapierbarkeit zu stoßen. So muss das Verstärkungstextil so unterteilt werden, dass nur geringfügige Materialstauchungen oder -dehnungen entstehen, mit einer möglichst geringen Faserumorientierung bedingt durch die Oberfläche [73]. Folglich wird das Bauteil in fünf Flicken mit einer Überlappung dieser von 5 mm unterteilt. Dies hatte sich bei einer Überlappungsanalyse mittels Zugversuch als ausreichend dargestellt, um die Kräfte von einem Flicken zum anderen zu übertragen. Ein daraus resultierender Vorteil ist die geringere Faserumorientierung im Randbereich und die Möglichkeit, die Faserorientierung durch das Festlegen des Startpunkts für jeden einzelnen Flicken bzgl. des optimalen Drapierergebnisses positiv zu beeinflussen.

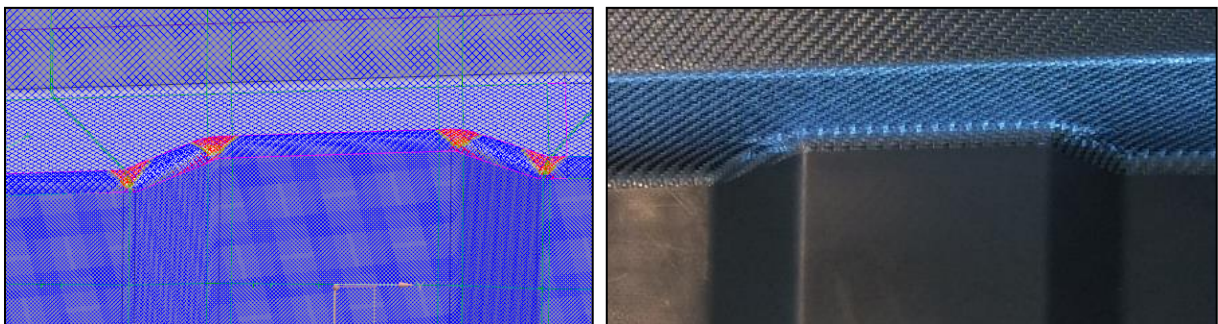


Abbildung 4.4: Darstellung der Drapiersimulation (Abbildung links), Darstellung der Validierung der Drapierung am Bauteil (Abbildung rechts)

Nach mehreren Iterationen bezüglich der Anpassung des Drapierwinkels, siehe Abbildung 4.4, kann eine gute Übereinstimmung erzielt werden. Während der Drapiervalidierung des rechten Flickens am Bauteil bildeten sich in den vier dargestellten Ecken des Sattelbereichs Problemzonen aus. Die im Bild außen dargestellten Ecken zeigen in

Fibersim das Erreichen des Grenzwertes an, was sich bei der Validierung in Form von fehlendem Material bedingt durch die Bauteilgeometrie darstellte. Bei den oberen Ecken entstand eine Falte durch überschüssiges Material. Beim weiteren Reduzieren des hier verwendeten Drapierwinkels in Fibersim verschwinden die problematischen Grenzbereiche in den Ecken, wodurch die Validierung abgeschlossen werden kann. Zur Veranschaulichung ist in Abbildung 4.5 die Vorgehensweise dargestellt. Falls die Drapierung am realen Bauteil mit einer schmalen Falte möglich ist kann die Breite der Falte durch Anpassen des im Bild rot dargestellten Bereichs abgeglichen werden. Die Geometrie und Ablagevorgaben werden dabei eingehalten, lediglich der Grenzwinkel wird erhöht.

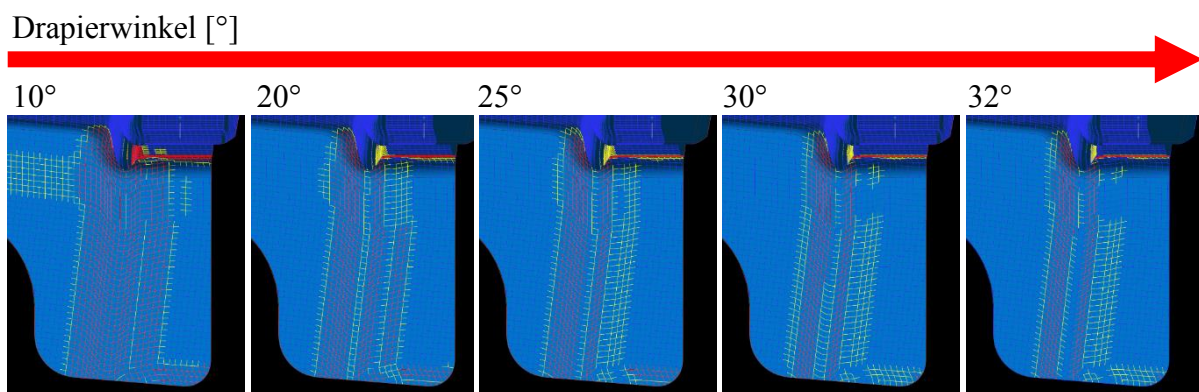


Abbildung 4.5: Einfluss des Grenzwinkels bei gleichbleibender Geometrie

Anhand von weiteren Messungen mit dieser Methode an anderen Bauteilbereichen kann der ermittelte Grenzwinkel von $17 \pm 2^\circ$ für das Gewebeprepreg bestätigt werden. Es zeigte sich im Laufe der Validierung, dass mit steigender Gutmütigkeit des Halbzeugs, also mit steigendem Grenzwinkel, der Einfluss der Fertigungsdokumentation an Bedeutung gewinnt. Hier sind oft mehrere Möglichkeiten der Drapierung realisierbar. Das bedeutet je starrer das Halbzeug, desto geringer ist die Möglichkeit die Drapierung durch unterschiedliche Ablegemethoden oder Prozessparameter zu manipulieren. Somit gewinnt der Punkt der Erstablage an Bedeutung. Die gleiche Vorgehensweise wird für das Gelegematerial wiederholt, wobei sich ein reduzierter aber gelege- und webart-typischer Grenzwinkel von $6 \pm 2^\circ$ darstellte. Gerade dieses starre Verhalten des Halbzeugs ist einer der Hauptgründe für die Unterteilung des Bauteils in fünf Teilstücke. *Tabelle 4.1* gibt einen Überblick der faserspezifischen Parameter wie in den Datenblättern angegeben, inklusive der ermittelten Drapierwinkel.

Halbzeug:	Webart:	Faser Flächengewicht[g/m ²]	Drapierwinkel [°]:
-----------	---------	---	--------------------

Gewebe	2x2 Körper	245	17 ±2
Biaxiales Gelege	±45°	400	6 ±2

Tabelle 4.1: Übersicht der faserspezifischen Parameter, entnommen aus den Datenblättern, inklusive der ermittelten Drapierwinkel.

Soll die Machbarkeit der Drapierung des Bauteils an die Grenzen des Möglichen gebracht werden, welche bei kleinen Winkeln schneller erreicht sind, bekommt man durch das Entstehen von Falten oder Ähnlichem schnell eine Rückmeldung des Materials, sprich eine falsche/schlechte Drapierung ist ohne Probleme nicht möglich. Bei größerem und gutmütigerem Material verhält es sich umgekehrt.

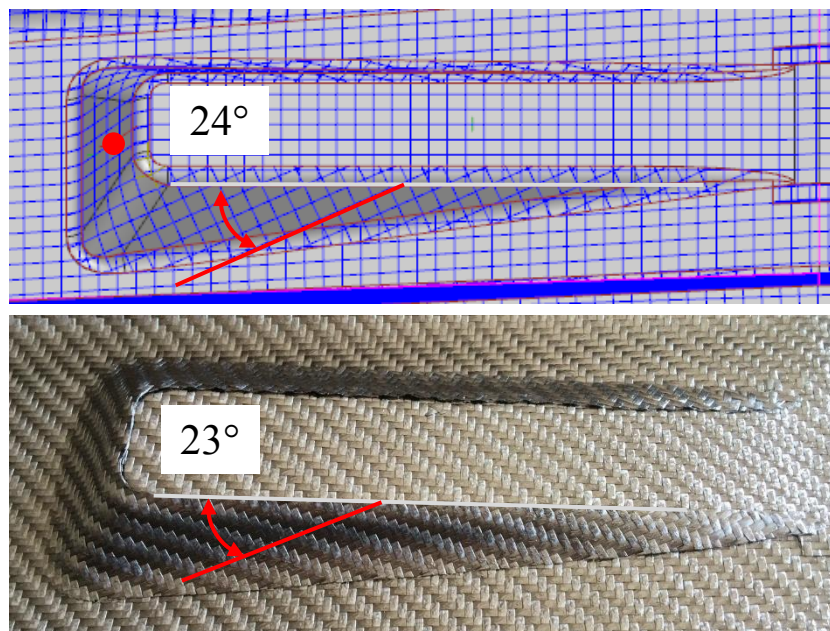


Abbildung 4.6: Gegenüberstellung des mit Fibersim berechneten Drapierwinkels von 24° und dem am Bauteil real gemessenen Winkel von 23°

Das Abbildung 4.6 zeigt den direkten Vergleich zwischen der Drapiersimulation in Fibersim mit einem Drapierwinkel, an der länglichen Übergangsfläche zur Bauteilerhöhung gemessen, von 24° (Siehe rote Linie) gegenüber dem realen Bauteil mit einer Winkelabweichung von 1° anhand eines Beispiels. Der Startpunkt der Drapierung liegt dabei auf der schrägen Fläche, im Bild oben durch den roten Punkt dargestellt, und wird dann gleichmäßig nach außen gestrichen. Sollte an dieser Stelle am Startpunkt beim Drapieren der Patch um wenige Grad verdreht eingebracht werden, dann würde der Prepregflicken nicht parallel zur oberen, planaren Fläche verlaufen, wodurch sich ein Fertigungsmakel abzeichnen wird. Anders verhält es sich an dieser Stelle beim unsauberen Zuschnitt des Materials. Wird

das Schnittmuster vor dem Zuschnitt des Flickens nicht ordnungsgemäß eingemessen, kommt es zwangsweise zu einer Faserwinkelabweichung gegenüber der Simulation und somit zu veränderten Bauteileigenschaften. Hier zeigt sich erneut die Wichtigkeit der ordnungsgemäßen Dokumentation und Kontrolle der kompletten Fertigung.

Eine zusätzliche Überprüfung der Faserablage, gerade die der innen liegenden Schichten im Bauteil, ist zerstörungsfrei nur durch den Einsatz eines CT [74] möglich, siehe Abbildung 4.7, welches für einige Bauteile ebenfalls durchgeführt wurde und als Ergebnis hier dargestellt wird. Bei dieser Methode gibt es einen direkten Bezug zwischen der Bauteilgröße, der maximalen Auflösung des Scans und der benötigten Datenmenge. Um einzelne Fasern mit ausreichender Genauigkeit zu detektieren und den Faserverlauf nachvollziehen zu können, sollte eine Auflösung von unter 10 Mikrometern angestrebt werden, wodurch häufig, in Abhängigkeit von der Bauteilgröße, nur kleine Bereiche mit dieser Auflösung gescannt werden können. So hatten z. B. die für diese Arbeit durchgeführten CT Scans eine durchschnittliche Datengröße von ca. 50 GB. Hier zeigt sich ein zu Kapitel 2 ähnliches Vorgehen, der bereichsweisen Verfeinerung der Auflösung von der Makro- auf die Mesoebene. Ein Komplettskan eines durchschnittlichen Bauteils, mit einer Auflösung unter 10 μm , würde heutige Datenspeicher an die Grenzen bringen, unabhängig von der sich dadurch ergebenden schlechten Handhabung durch weitere Programme. So ist es ratsam die kritischen Bereiche zu detektieren und diese anhand eines CT, zu untersuchen. Während es beispielsweise bereits für Spritzgussbauteile mit Kurzfaserverstärkung die Möglichkeit der Implementierung der im CT-Verfahren gemessenen Faserwinkel in das Simulationsmodell gibt, ist die Überprüfung für endlosfaserverstärkte Bauteile sehr arbeitsintensiv und noch nicht auf diesem Stand angekommen. Neben den zerstörungsfreien gibt es noch die bauteilzerstörenden Verfahren, wie das Extrahieren einiger Teilstücke in ausgewählten Bereichen. Jedoch ist diese Vorgehensweise sehr zeitaufwendig, da anhand der entstehenden Schliffbilder auf die Faserorientierung umgerechnet werden muss, wodurch ständig auf die ursprüngliche Lage des Teilstücks im Bauteil geachtet werden muss. Bei dieser Methode werden die entstehenden Umrisse der geschnittenen Fasern vermessen. So deutet z. B. ein runder Faserquerschnitt in der Ebene auf einen Faserverlauf quer zur Schnittebene hin, ein rechteckig dargestellter Querschnitt auf einen Faserverlauf parallel zur Schnittebene.

Zusätzlich zu den Kohlenstofffaserbauteilen werden noch Naturfaserbauteile mit gleicher Geometrie zur Validierung im Reverse Engineering Verfahren betrachtet. Dabei sollte die Adaption der entwickelten Methodik auf ein anderes Fertigungsverfahren geprüft werden.

Dazu werden Bauteile im VARI-Verfahren mit trockenem UD Material gefertigt, also ebenfalls im Handlegeverfahren, jedoch kann es bedingt durch die veränderten Fertigungsumstände, wie dem Durchströmen des Harzes anstatt eines reinen Absaugens, zu größeren Verschiebungen und Faserumorientierungen des Materials während der Fertigung kommen. Gerade beim Drapieren von trockenem Gewebehalbzeug stellt sich laut *Boisse* [75], bedingt durch die Wellenbildung und das dadurch entstehende biaxiale Dehnungsverhältnis des Materials, ein nichtlineares Zugverhalten ein, welches hier nicht abgebildet werden kann. Deshalb wird, wie in Abbildung 4.7 dargestellt, die Validierung der Drapiersimulation von Fibersim anhand eines CT-Scans überprüft. Die schwarze gestrichelte Linie, im Bild links, folgt dabei einem Naturfaserbündel der im CT-Scan zu erkennen ist. Diese gestrichelte Linie wurde dann über die Drapiersimulation von Fibersim gelegt, um die Faserbündelverläufe miteinander vergleichen zu können. Es ist zu erkennen, dass der Faserbündel im CT-Scan etwas gleichmäßiger über die Kanten des Bauteils verläuft, was daran liegt, dass es sich hier um eine dargestellte Lage aus der Mitte des Bauteils handelt und nicht um die erste Lage, die sich direkt in den Radius legt. Hier zeigt sich der Einfluss von mehreren Lagen und somit der Einfluss der Laminatdicke, welcher in Fibersim nicht berücksichtigt wird. Der Effekt wird beispielsweise durch die Anwendung des VARI-Verfahrens in Kombination mit Naturfasern verstärkt, da sich die Fertigung nicht so robust und reproduzierbar darstellt wie im Autoklavverfahren. Bei gleichem Fasergehalt im Laminat steigt durch den tendenziell geringeren Faservolumenanteil bei der Fertigung im VARI-Verfahren die Dicke jeder Einzelschicht. Dadurch stellt sich beispielsweise bei U-Form ähnlichen Geometrien eine Formänderung durch das Aufdicken ein, welches zu einer Änderung des Schnittmusters führt.

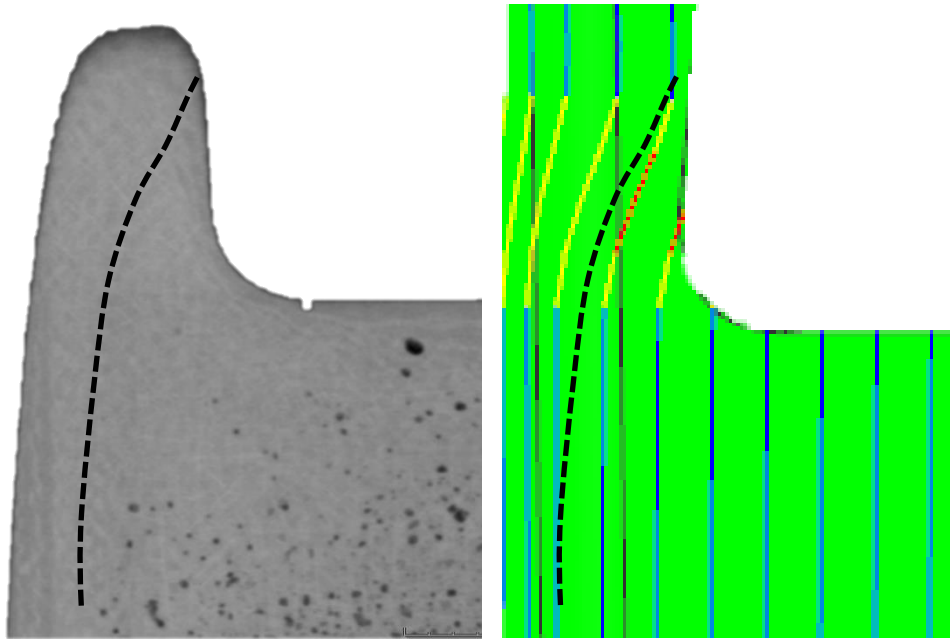


Abbildung 4.7: CT-Scan Darstellung des Bauteils mit markiertem Faserverlauf (Abbildung links), Drapiersimulation des Bauteils mit Fibersim einer UD 0° Lage (Abbildung rechts)

4.2. Softwareparameter von Fibersim

Dieser Absatz beschreibt die benötigten Fertigungsparameter im Hinblick auf ihre Wichtigkeit und deren Einfluss auf das Simulationsergebnis in Fibersim [76]. Welche Parameter sind sensibel und sollten beispielsweise nach der Simulation in der Dokumentation vermerkt und welche können vernachlässigt werden?

Der wichtigste zuerst benötigte Parameter, bezogen auf die Fertigbarkeit des Bauteils, der außerdem auch der Einzige ist, der zum Präprozessor exportiert wird, ist der Drapierwinkel, teilweise auch „Locking-Angle“ oder in Fibersim „Interlocking Angle“ genannt. Dazu wird, wie in Abbildung 4.8 gezeigt, mit Fibersim ein quadratisches Netz über die CAD Geometrie des Bauteils gelegt und die Winkel der einzelnen Quadrate überwacht. In diesem Beispielbauteil handelt es sich um eine Struktur mit flächigem Versatz und einer Drapierung dieser Flächen bis über den Bauteilrand. Sobald sich eine Winkelabweichung eines Quadrates höher als des eingestellten Drapierwinkels zeigt, gibt Fibersim eine passende Meldung aus und der Bereich wird anhand von roten Quadraten markiert. Bereiche, die erfolgreich drapiert werden können, werden in Form eines blauen Rasters dargestellt, ein orangefarbenes Raster stellt den bereits erwähnten Warnungswinkel dar.

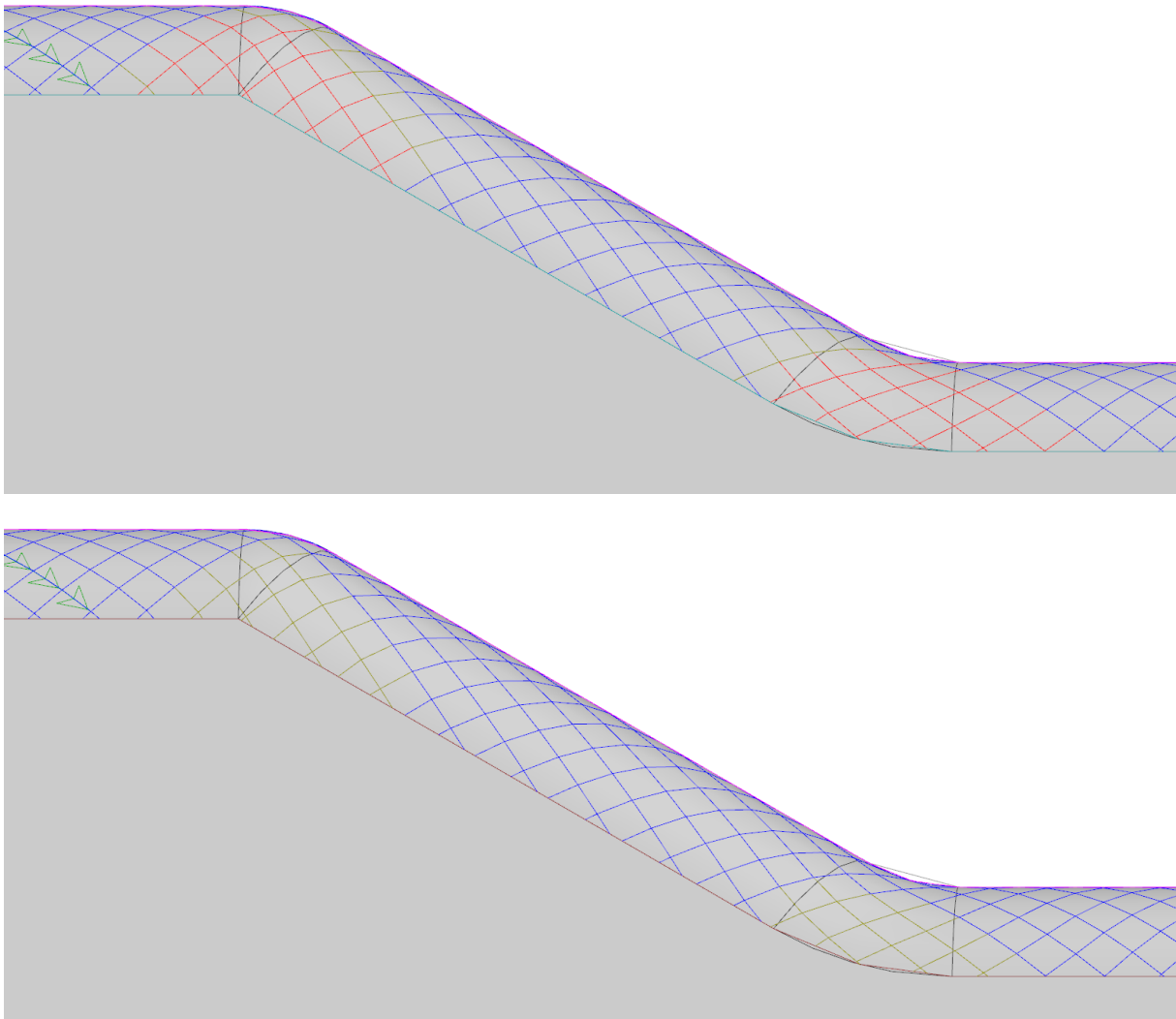


Abbildung 4.8: Vergleich des Einflusses unterschiedlicher Drapierwinkel (rot dargestellt) bei gleicher Bauteilgeometrie; Drapierwinkel von 6° (Abbildung oben); Drapierwinkel von 20° (Abbildung unten)

Um nun in Fibersim eine Lage für einen Laminataufbau zu spezifizieren und deren Faserorientierung zu berechnen, wird neben dem Faserwinkel noch die Faserorientierung benötigt. Im nächsten Schritt werden die Position und die Außenkontur der Lage auf der Bauteiloberfläche definiert, gefolgt vom Drapierursprung. Dieser Punkt definiert dabei die Position, an der mit dem Ablegen der Lage im Bauteil begonnen werden soll. In Abbildung 4.9 sind Drapiererergebnisse bei unterschiedlich gewähltem Drapierursprung einer Taschenstruktur dargestellt. Die Ergebnisse weichen in diesem Fall stark voneinander ab, da die grün dargestellte Linie, welche die geometrische Startlinie der Drapiersimulation vorgibt, einmal durch den unteren Radius der Tasche verläuft (Abbildung oben) und einmal nicht (Abbildung unten). Somit kann der Einfluss des gewählten Ursprungs durch den nächsten

wichtigen Simulationsparameter, nämlich der Fläche der Erstablage, in Fibersim auch „First Stage Region (FSR) “ genannt, verbessert werden. Diese Funktion sollte nur an Flächen am Bauteil eingesetzt werden, die flach sowie ohne Verzerrung aufgefaltet werden können, da ansonsten das Ergebnis der Drapierung nicht mehr eindeutig kontrollierbar ist.

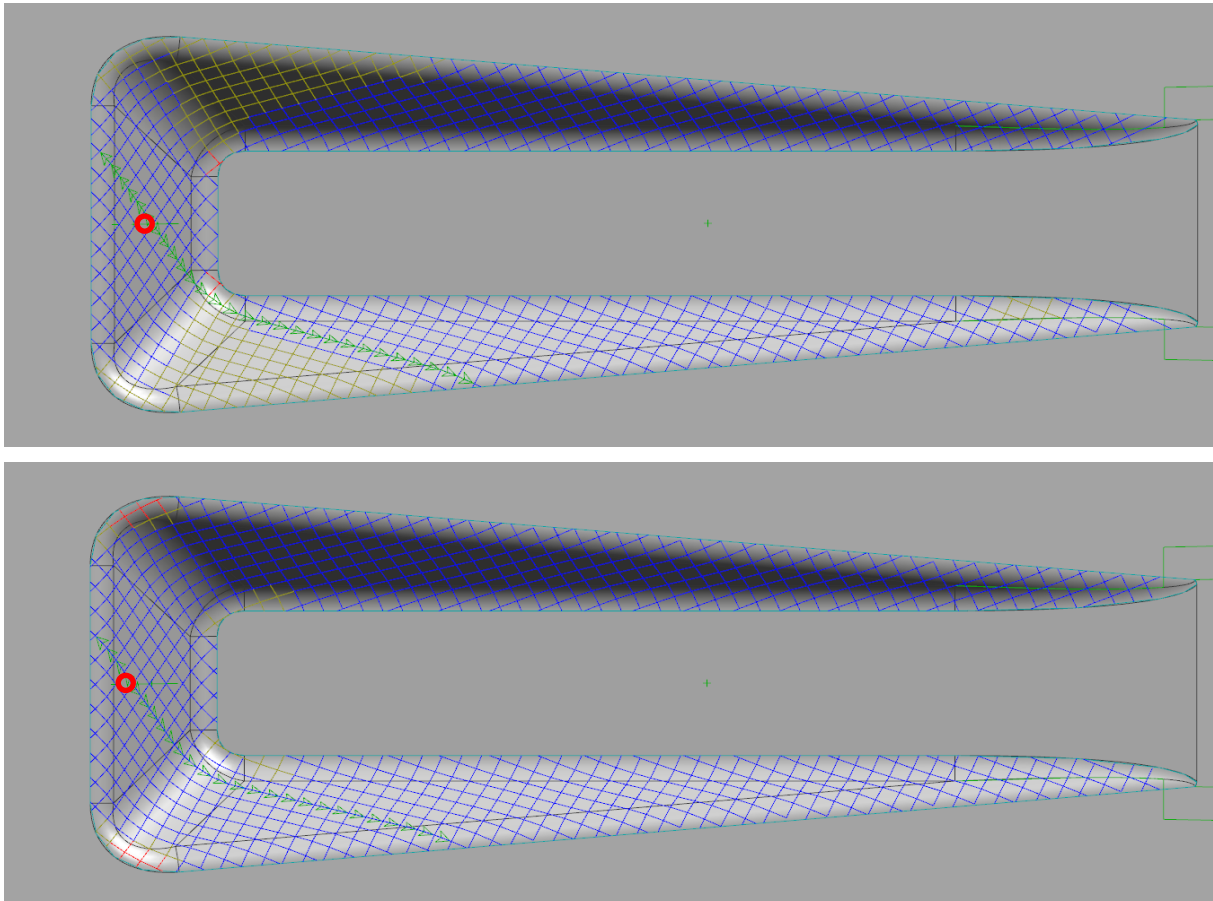


Abbildung 4.9: Gegenüberstellung der Drapierergebnisse mit unterschiedlichem Drapierursprung; Drapierursprung mittig (Abbildung oben); Drapierursprung um 5mm verschoben (Abbildung unten)

Dazu wird das in Abbildung 4.9 oben bereits verwendete Modell mit zwei unterschiedlichen FSR berechnet und die Ergebnisse in Abbildung 4.10 gegenübergestellt. Die innen liegenden Flächen der lila markierten Umrandung geben dabei die vorgegebene FSR vor, die in der Fertigung so umgesetzt werden sollte. Beim oberen Bild muss in der Fertigung der Flicker beim eingezeichneten roten Punkt angesetzt sowie mit einem Werkzeug flächig im lila markierten Bereich vom Punkt weg verstrichen werden. Im darauffolgenden Schritt sind die übrigen noch undrapierten Kanten außerhalb der Markierung radial zur lila Linie nach außen zu verstreichen. Beim unteren Bild ist die Vorgehensweise die Gleiche, jedoch ist der radial zu verstreichende Bereich wesentlich höher, wodurch es zu einer

ungenauen Ablage kommt. Es gilt zu beachten, dass die später für die Fertigung benötigten Schnittmuster von der jeweiligen Vorgabe des FSR abhängen und bei einer ungenauen Drapierung am Bauteil zur Fehlablege führen.

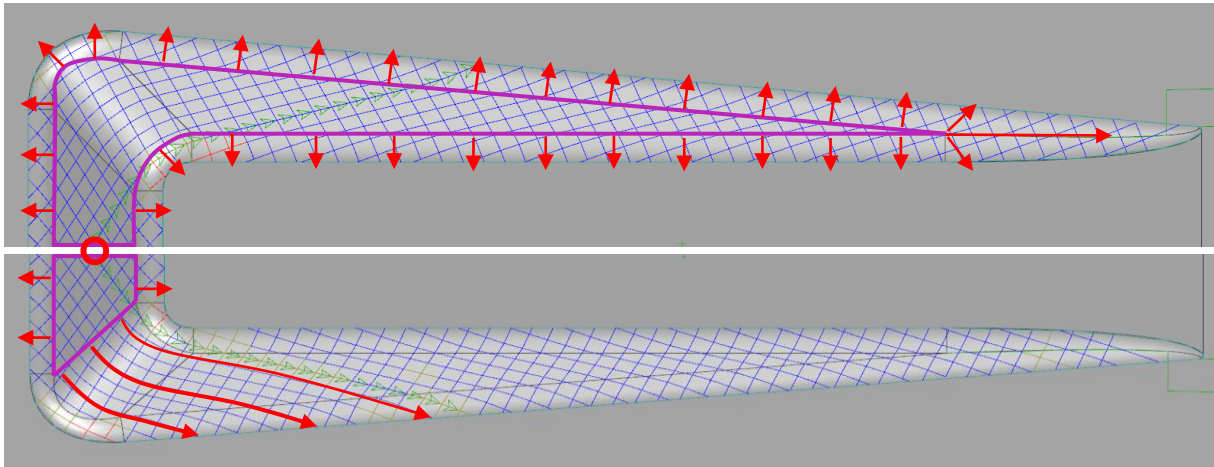


Abbildung 4.10: Darstellung zweier unterschiedlicher Drapier-Ergebnisse in Abhängigkeit vom Vorgehen bei der Drapierung, jeweils halbiert dargestellt; Die Erstablagefläche des Flickens wird bis um den Radius gezogen (Abbildung oben); Die Erstablage des Flickens wird nur im Drapierursprung vorgegeben (Abbildung unten)

Aus diesem Grund lassen sich in Fibersim vier unterschiedliche Ausbreitungsmethoden, auch „Propagation Methods“ (PM) genannt, einstellen. Die Standardeinstellung, wie oben bereits erwähnt, ist als ein kreisförmiges Verstreichen des Materials um den Startpunkt definiert, welches laut Fibersim-Handbuch für das Drapieren im Handlegeverfahren verwendet werden soll. Als weitere Möglichkeit wird die geodätische Drapierung genannt, bei der das Material erst entlang einer Linie angedrückt und anschließend gleichmäßig quer dazu nach außen verstrichen wird. Da in dieser Arbeit die größten Flächen eines Flickens immer als FSR mit Drapierursprung in der Mitte definiert werden, ist der Einfluss dieser beiden Ausbreitungsmethoden zu vernachlässigen. Die letzten beiden Methoden stellen Sonderanwendungen dar, wobei es um das Ablegen entlang einer Kurve für z.B. die automatisierte Faserablage (engl. „Automated Fiber Placement“) oder um das Ablegen entlang einer Kurve bei einem konstanten Drapierwinkel geht.

Bezogen auf die korrekte Abbildung der Drapier-Simulations-Ergebnisse im Präprozessor, gibt es weitere wichtige Eigenschaften und Einstellungen, die berücksichtigt werden sollten. Dazu gehört das Auswählen des richtigen Simulationsverfahrens in Abhängigkeit vom Ausgangsmaterial. Handelt es sich um ein Halbzeug mit nicht mehr als zwei Schichten pro Lage, kann es notwendig sein, das Standardverfahren, „Weave“ genannt, anzuwenden. Bei diesem Verfahren werden die Informationen des Halbzeugs als nur eine

Schicht exportiert, weshalb diese nur als solche vom Präprozessor erkannt und im Modell als eine Schicht dargestellt wird. Soll das Gewebematerial jedoch als zwei Einzelschichten im Präprozessor angezeigt werden, muss das Verfahren auf „NCF“ (Non-Crimp-Fabric), also auf ein Nicht-Onduliertes-Gewebe, umgestellt werden. Das hier verwendete Präprozessor Hypermesh erkennt beispielsweise das Gewebematerial und wandelt es beim Import der Daten automatisch in ein NCF um.

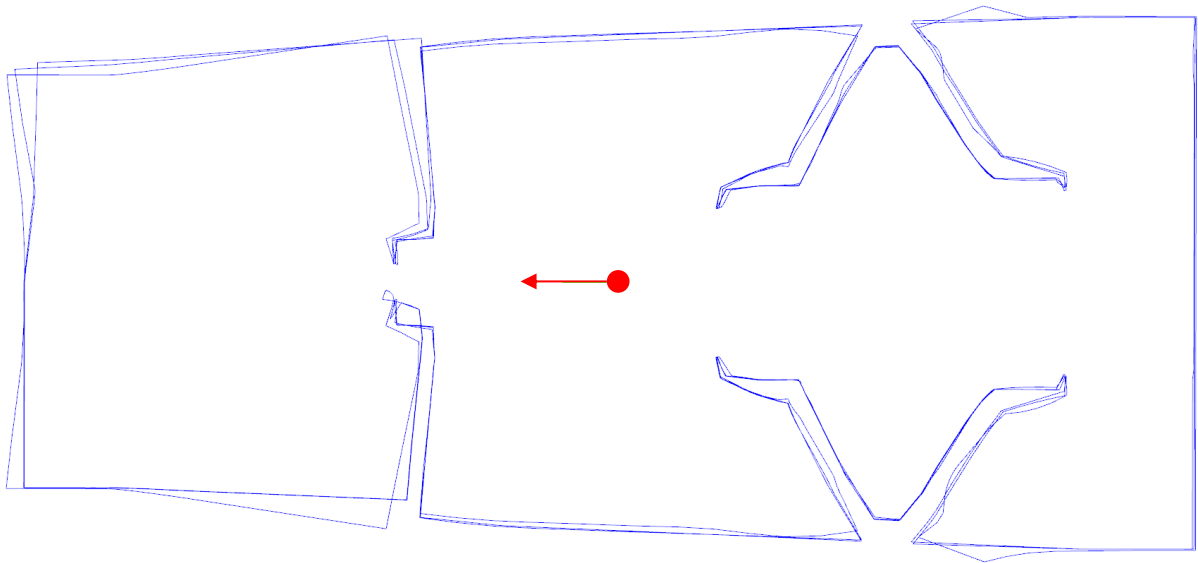


Abbildung 4.11: Darstellung des Einflusses des FSF in Fibersim auf die Genauigkeit des Zuschnittmusters durch deren Überlagerung. Die dargestellten FSF sind mit 0.08, 0.3 und mit 1 gewählt

In letzter Instanz empfiehlt es sich die Netzgröße, in Fibersim auch „Fiber Spacing Factor (FSF)“ genannt, anzupassen. Je kleiner dieser Wert gewählt wird, desto engmaschiger ist das Netz welches auf die Oberfläche projiziert wird und desto Konturgetreuer wird die Geometrie abgebildet, siehe Abbildung 4.12. Dieser Faktor ist somit zum einen ausschlaggebend für die Genauigkeit der Kontur des Materialzuschnitts, zum anderen definiert er die Größe der Exportdatei, womit den Elementen im Präprozessor ihre Faserorientierung zugewiesen wird. Je niedriger der FSF, desto feiner ist das Netz, welches das Drapierprogramm über die Oberfläche spannt und desto größer ist die Exportdatei. Durch diese Netzverfeinerung liegen mehr Elemente auf der Schnittkante der Kontur, wodurch diese detaillierter dargestellt werden kann. Die starke Abhängigkeit des Zuschnittmusters vom FSF, bei komplexer Geometrie und gleichbleibenden Startpunkt, ist in Abbildung 4.11 dargestellt. Dort abgebildet ist das Ergebnis der Berechnung des Zuschnittmusters mit variierenden FSF von 0,08 über 0,3 bis 1, ausgerichtet anhand des identischen Startpunkts. Es ist zu erkennen, dass die drei Konturen

nicht sauber übereinanderliegen und es stellenweise zu Abweichungen kommt, was der geänderten Interpretation der Oberfläche durch die FSF-Einstellung geschuldet ist. Somit hat der FSF der Drapiersimulation einen wesentlichen Einfluss auf die Qualität des Zuschnitts, und somit auf die spätere Bauteilqualität. Aus diesem Grund muss der FSF so eingestellt werden, dass eine ausreichende Auflösung im Randbereich gewährleistet ist, um die Zuschnittqualität hochzuhalten.

Der Drapierwinkel hat hingegen keinen Einfluss auf das Zuschnittmuster. Abbildung 4.12 gibt einen Überblick über das Ergebnis der in Fibersim berechneten Drapiersimulation (oben) und der tatsächlichen exportierten Information (unten). So erzeugt Fibersim ein trigonometrisches Netz, welches über die Bauteilgeometrie gespannt wird. Bei der Triangulierung, also dem Zerlegen von Flächen in Dreiecke, besteht das Simulationskriterium darin, „die Kantenlängen der Dreiecke, die Winkel im Dreieck sowie die Inhalte der Dreiecksflächen so wenig wie möglich zu verändern [73] [76]“ [34]. Weiterführend bestätigt *Hancock* [78], dass die Qualität der Drapiersimulation durch die Faserorientierung, den Startpunkt sowie der Bauteilgeometrie am stärksten beeinflusst werden kann. Es sollte beachtet werden, dass beim Abbilden des Fibersim-Netzes auf das Hypermeshnetz die einzelnen Elemente nicht deckungsgleich übereinander liegen. Das liegt an den unterschiedlichen Anforderungen, die an die Netze gestellt werden. Während, vereinfacht ausgedrückt, Fibersim gefundene Bereiche mit gleichem Faserwinkel innerhalb einer Ebene zusammenfasst, zählt für das Hypermeshnetz und die weitere Berechnung ein möglichst genaues Simulationsergebnis, was in der Elementsteifigkeit begründet am besten mit Quadelementen erzielt wird. Da die Informationen vom Fibersim-Element auf das Präprozessorelement mit der flächenmäßig größten Überdeckung übertragen werden, kann es beim Mappen der Fibersim-Daten, wie in Abbildung 4.12 im schmalen oberen Taschenbereich dargestellt, zu einer ungenauen Verteilung kommen. Hier kann ein zu gering gewählter FSF in Fibersim einen großen Einfluss auf die Netzqualität und somit die Bauteilperformance haben, weshalb das exportierte Netz komplexer Bauteile immer kontrolliert werden sollte. Leider lässt sich das exportierte Fibersim-Netz nicht in Hypermesh kontrollieren, sondern es muss der Umweg zur Kontrolle dieser Daten über einen weiteren Präprozessor, in diesem Fall ANSA, genommen werden.

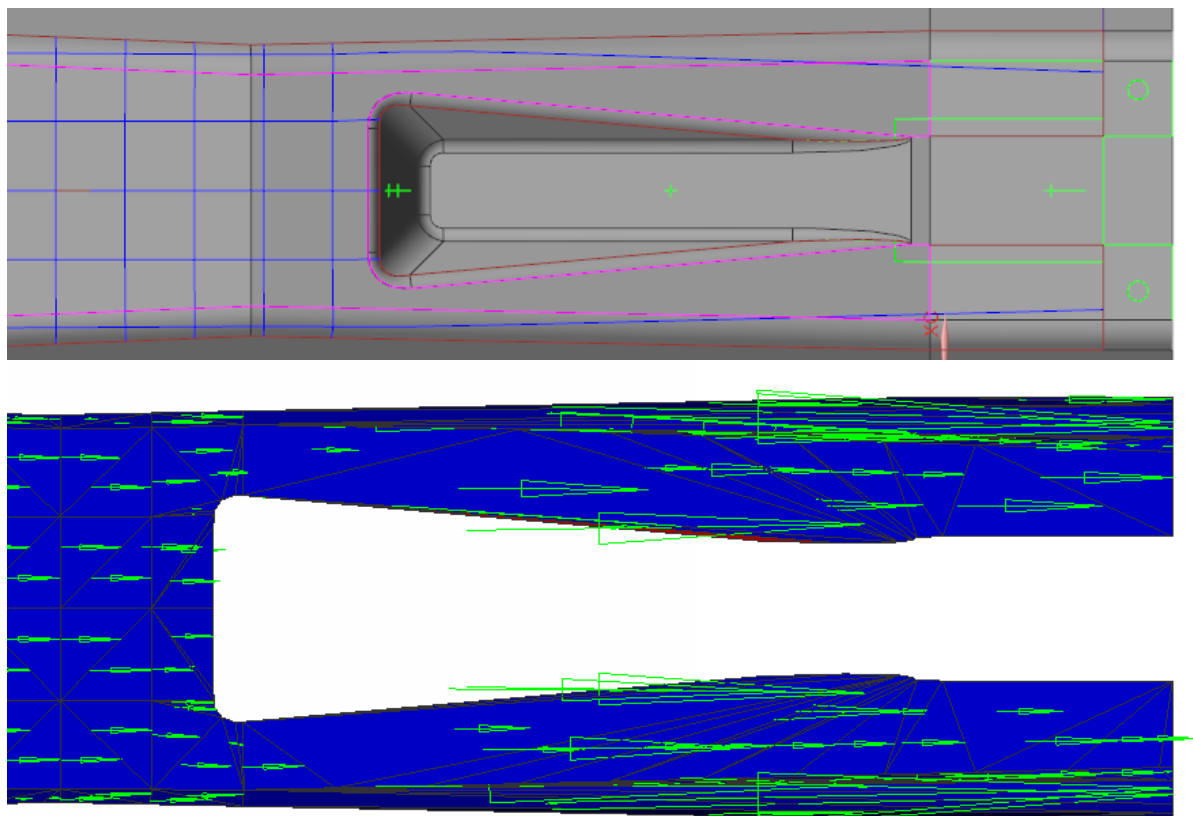


Abbildung 4.12: Vergleich der Fibersim-Drapiertdaten wie sie im Programm dargestellt werden (Abbildung oben) und der tatsächlichen in ANSA dargestellten Exportinformation (Abbildung unten) bei gleichem FSF

Bezüglich der Eingabe der Materialkennwerte in die Fibersim Materialdatenbank stellte sich ein Vorgehen als sinnvoll heraus. Werden die Daten zwischen Fibersim und dem Präprozessor häufig im Austausch verwendet, ist das Hinterlegen der Materialdaten, auf welche in Kapitel 2.3 bereits näher eingegangen wird, in der Datenbank sinnvoll. Für den Aufbau eines einzelnen Modells in Fibersim und dem späteren reinen Anpassen des Modells im Präprozessor ist es ratsam diese Kennwerte über die Benutzeroberfläche dort zu hinterlegen. Sollten jedoch Modellanpassungen, wie das Ändern der Schichtdicke oder eine Anpassung der Berechnung der Materialkennwerte gefordert sein, empfiehlt es sich die Anpassungen, wie im Kapitel 2.2 beschrieben, über die Exportschnittstelle im CLT Programm eLamX² einzupflegen.

5. Nachweis am Bauteil

Um den Nachweis der in dieser Arbeit entwickelten Methodik zu bringen, wird in diesem Kapitel ein Bauteil eingeführt, welches die Ergebnisse der vorangegangenen drei Kapitel bündelt. Die Demonstratorentwicklung wird dabei stark von den gewählten Fertigungsprozessvorgaben sowie dem Faser-Matrix-System beeinflusst. Das Bauteil sollte für einen Validierungstest in Form eines 3-Punkt-Biege- sowie eines Torsionsversuchs ausgelegt werden. Die rutschfreie Einspannung des Bauteils beim Torsionsversuch gestaltet sich als schwierig. Hier waren einige konstruktive Verbesserungen notwendig, um die richtige Kraftübertragung ohne Versagen im Bereich der Einspannung zu gewährleisten, auf welche nachfolgend in Kapitel 6.3 näher eingegangen wird.

5.1. Bauteilgeometrie

Das Validierungs- oder auch Schikanebauteil ist einer B-Säule im Automobil nachempfunden und wurde so gewählt, dass es die gängigen Formen, die an einer Karosserie vertreten sind, abdeckt und gleichzeitig als Prüfbauteile in Faserverbundbauweise eingesetzt werden kann. Der erste Entwurf dieses Bauteils hatte einige geometrische Eigenschaften, die bei der Fertigung für ein Bauteil in klassischer Stahlbauweise kein Problem darstellen, für ein Faserverbundbauteil allerdings nicht optimal sind. Aus diesem Grund wurde die Geometrie auf die im Faserverbundbereich geltenden und gängigen gestalterischen Restriktionen hin optimiert, wie in Abbildung 5.1 rechts am Bauteil gezeigt. An diesem Beispiel zeigt sich sehr gut, dass ein klassischer Stahlkonstrukteur gezielt auf die Faserverbundeigenschaften geschult werden sollte. Ein simples Transferdenken im Sinne „aus Stahl wird Faserverbund“ führt häufig nicht zum gewünschten Erfolg. So werden die vorher fast parallelen Seiten etwas eingedreht und die unterschiedlichen Radien im Bauteil auf 5 mm bzw. 10 mm vergrößert, um eine einfachere Bauteil-Drapierung und -Entformung zu erzielen. Laut *Bergmann* [79] sollten Ecken und scharfe Kanten vermieden werden, weil die Fasern wegen der begrenzten Krümmungsfähigkeit abrupten Winkeländerungen nicht folgen können, was zu Lufteinschlüssen und Beschädigung der Faserverstärkung führt. Auf die in Abbildung 5.1 links gezeigte Aussparung wird im Bauteil aufgrund der möglichen entstehenden Bauteilvorschädigung durch das Ausfräsen, siehe Kapitel 3.4, verzichtet.

Des Weiteren wird die Geometrie mit einer definierten Standfläche versehen, dass durch das Verbinden zweier Bauteile miteinander ein geschlossenes Profil entsteht, um weitere Tests, wie beispielsweise das Fügen von Faserverbundbauteilen oder Vorgehensweisen zur

Oberflächenbearbeitung, durchführen zu können. Gerade geschlossene Profile sind interessant für lasttragende stoßbeanspruchte Bauteile. Durch die Flansche entlang der langen Seite können Untersuchungen bezüglich der Anbindung des Bauteils an andere Strukturen, zum Beispiel im Hinblick auf Materialmixanalysen, durchgeführt werden. Über die kurzen u-förmig gestalteten Seiten wird auf deren Flächenparallelität geachtet, um eine einfache Einspannung in die Prüfmaschine zu erzielen und das Anfertigen spezieller Halter zu vermeiden. Das Bauteil wird gezielt etwas komplexer ausgeführt, um die Drapiersimulation an die Grenzen ihrer Möglichkeit zu bringen und um weitere Tests an dieser Geometrie durchführen zu können.

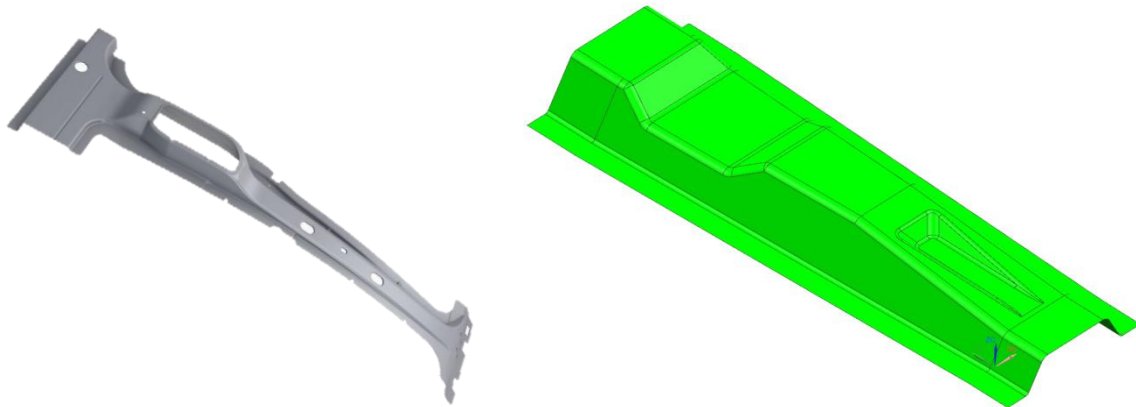


Abbildung 5.1: Gegenüberstellung einer B-Säule (Abbildung links) und dem generischen Bauteil (Abbildung rechts)

Die Bauteilmaße sind in der technischen Zeichnung in Abbildung 5.2 dargestellt, um die Dokumentation zu vervollständigen und die Möglichkeit zu bieten, diese Daten für Validierungszwecke zu Verfügung zu stellen. Das Bauteil weist eine ausgeformte Sattelstruktur in der Mitte auf sowie eine horizontale auslaufende Taschenstruktur am verjüngten Ende. Die Radien variieren zwischen 5 mm an der Tasche und 10 mm am restlichen Bauteil.

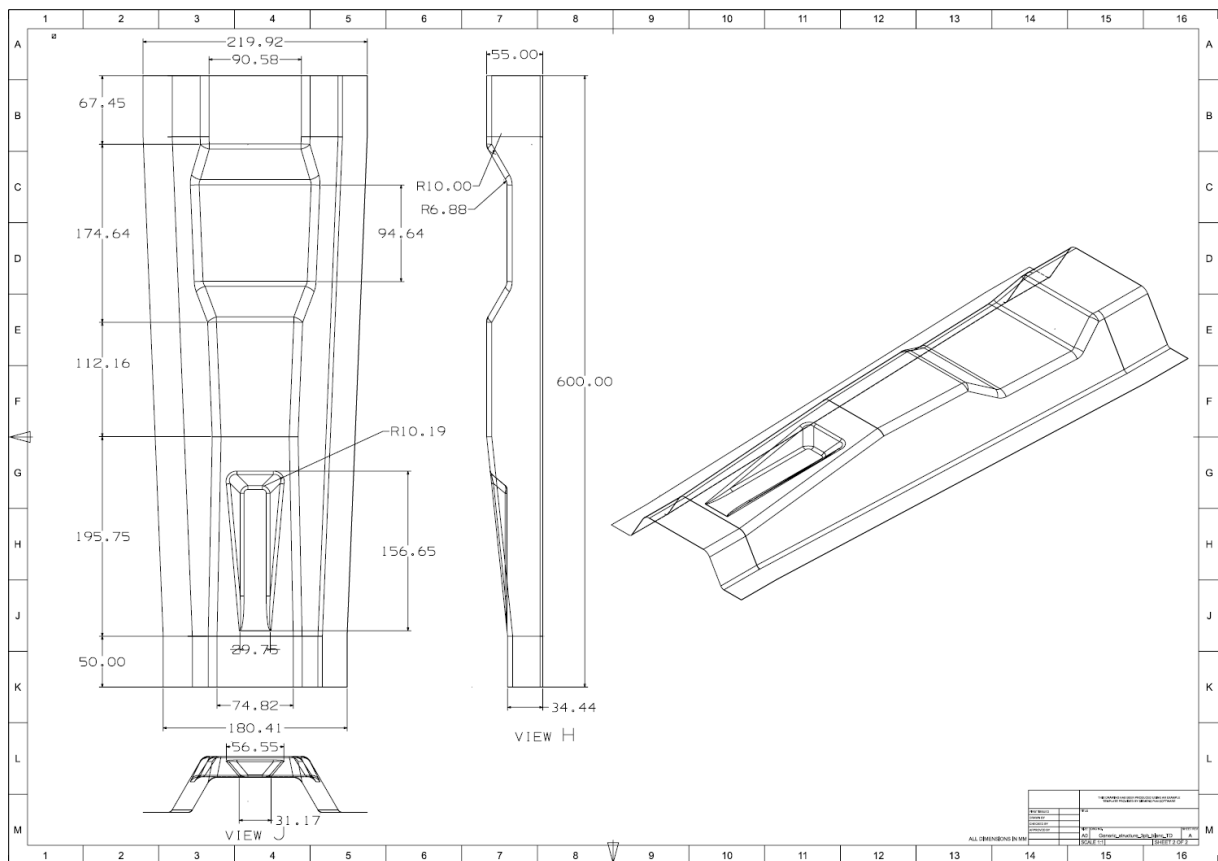


Abbildung 5.2: Technische Zeichnung des generischen Bauteils im Maßstab 1:4

Das Bauteil-Modell für die Simulation wird mit der Automeshfunktion von Hypermesh vernetzt, um möglichst schnell Geometrieänderungen untersuchen zu können. In größeren Firmen wird die Vernetzung von Bauteilen häufig von Fachabteilungen, meist in der CAE angesiedelt, oder speziellen Vernetzungsprogrammen übernommen. Bei einer gewählten Elementgröße von 4 mm entstehen ca. 10.000 Elemente pro Lage, also insgesamt ca. 40.000 Elemente. Da für dieses Modell jedoch das Gewebe- und das Gelegematerial nicht als eine Lage dargestellt werden kann, muss das Laminat vereinfacht aufgebaut werden. Dazu werden die beiden Halbzeuge als zwei getrennte Schichten modelliert, wodurch sich die Anzahl der Elemente auf ca. 80.000 erhöht. Abbildung 5.3 zeigt das Bauteil mit unterschiedlichen Elementkantenlängen, welches einen direkten Einfluss auf die Rechenzeit darstellt [80]. Laut *Fröhlich* [16] ist eine FE-Berechnung „umso besser, je näher die Elementform ihrer jeweiligen Idealform kommt“. So sollten Dreieckselemente möglichst gleichseitig und Viereckselemente möglichst quadratisch modelliert werden. In diesem Fall hat eine feinere Vernetzung den Vorteil, dass sich bei der späteren Berechnung im 3-Punkt-Biegeversuch die Krafteinleitung in Form eines Druckstempels auf mehrere Elemente verteilt, anstatt nur auf

ein Element zu wirken. Zwar wird der Radius des Stempels möglichst groß gewählt, jedoch verringern sich mit der Reduzierung der Kantenlänge die Lastspitzen in einzelnen Elementen.

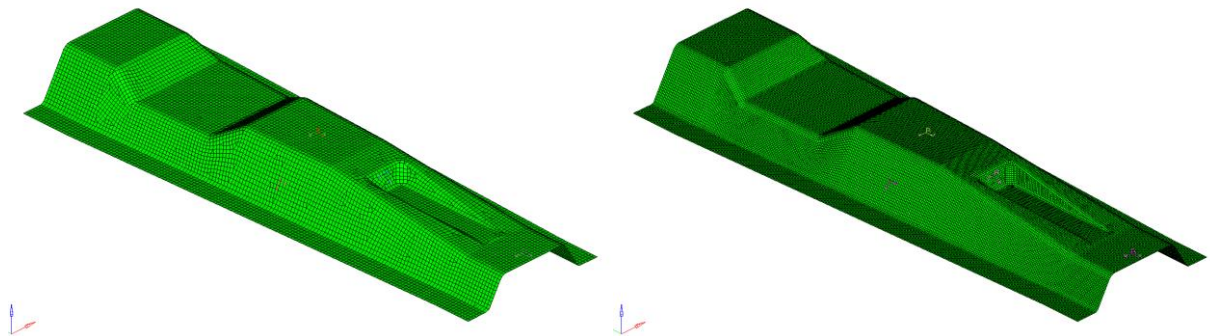


Abbildung 5.3: Gegenüberstellung des generischen Bauteils mit einer Elementkantenlänge von 4mm (Abbildung links) gegenüber 2mm (Abbildung rechts)

5.2. Formenbau

Dem Formenbau unterliegt eine wichtige Rolle bei der Gestaltung, Ausarbeitung und vor allem bei der Verbesserung des Simulationsprozesses. Durch eine nahtlose Verknüpfung der einzelnen CAE Disziplinen können mit dieser Systematik in Zukunft nicht nur alle aus Faserverbundmaterial bestehenden Bauteile problemlos zur Validierung des CAE-Prozesses verwendet, sondern auch alle dazu notwendigen Formen ausgelegt werden. Diese unterliegen während der Fertigung ebenfalls einer Vielzahl von Kräften und Momenten und sollten im Idealfall ebenfalls vorausgelegt und berechnet werden. Gerade beim Verwenden anderer Materialien als das des späteren Bauteils kann es durch die unterschiedlichen thermischen Ausdehnungskoeffizienten zu Problemen kommen. Mit einer etablierten Simulationskette für Faser-Verbund-Materialien können auch Formen berechnet, Synergien genutzt und somit Kosten sowie Aufwand reduziert werden.

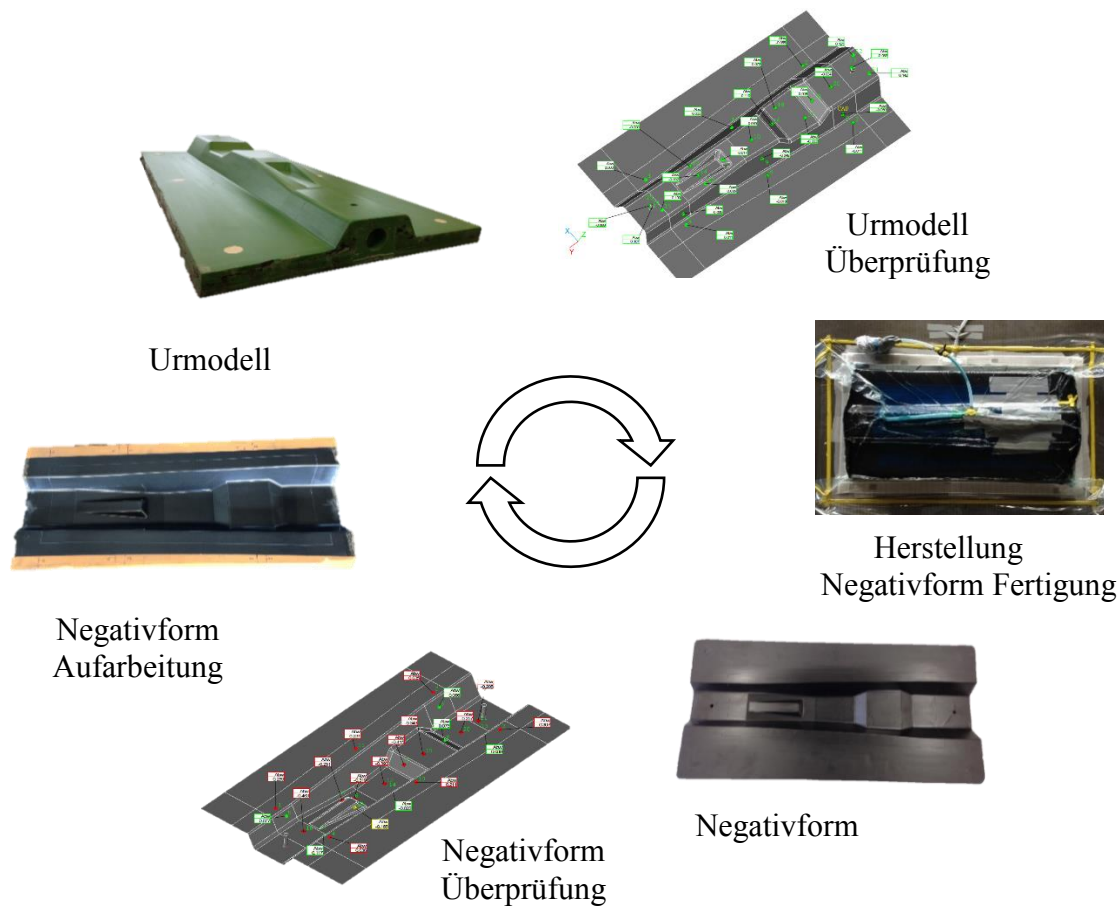


Abbildung 5.4: Vorgehensweise zur Fertigung eines generischen Bauteils aus Kohlenstofffaser-Prepreg-Material, angefangen beim Urmodell bis zum fertigen Bauteil

Wie in Abbildung 5.4 dargestellt, beginnt die Fertigung eines Bauteils mit der Herstellung eines Urmodells. Bevor jedoch das Urmodell aus SikaBlock M940 gefertigt wird, werden Untersuchungen zur theoretischen Ausdehnung des Modells während der Fertigung unter Aufbringung einer Temperatur erstellt, um den Temperatureinfluss der beiden unterschiedlichen Materialien entgegenzuwirken. Da sich das SikaBlock Material unter Temperatureinfluss stärker ausdehnt als das Faser-Matrix-System, musste beispielsweise die Negativform in x-Richtung um knapp 1,5 mm kleiner gefertigt werden. Nach der thermischen Auslegung wurde das Urmodell im Ganzen auf einer CNC-Fräse gefertigt. Um die Maßgenauigkeit der Fertigung und somit den Istzustand korrekt bewerten zu können, wird das Urmodell vor der Negativformfertigung exakt vermessen. Zum Einsatz kommt die Messung mittels eines 3D-Scanners. Wie in Abbildung 5.5 gezeigt, ist eine geringe Abweichung zwischen der in CAD konstruierten- und der SikaBlock-Form erkennbar. Diese liegt zum einen an den Fertigungstoleranzen beim Fräsen und zum größeren Anteil am 3D Messverfahren mit der dazugehörigen Messungenauigkeit. Als Referenz dienten zwei in

Längsrichtung angeordnete Bohrungen vom CAD zum 3D Scan. Diese werden im späteren Verlauf der Untersuchung mit Metallstiften versehen, die als Referenzpunkte für den Vergleich von Urform zu CFK-Form dienen. Die höchste Abweichung lag im Bauteilbereich bei 0,048 mm und im zu vernachlässigenden überschüssigen fertigungsbedingten Randbereich bei 0,125 mm. Die Abweichung bezieht sich dabei auf die Oberflächennormale.

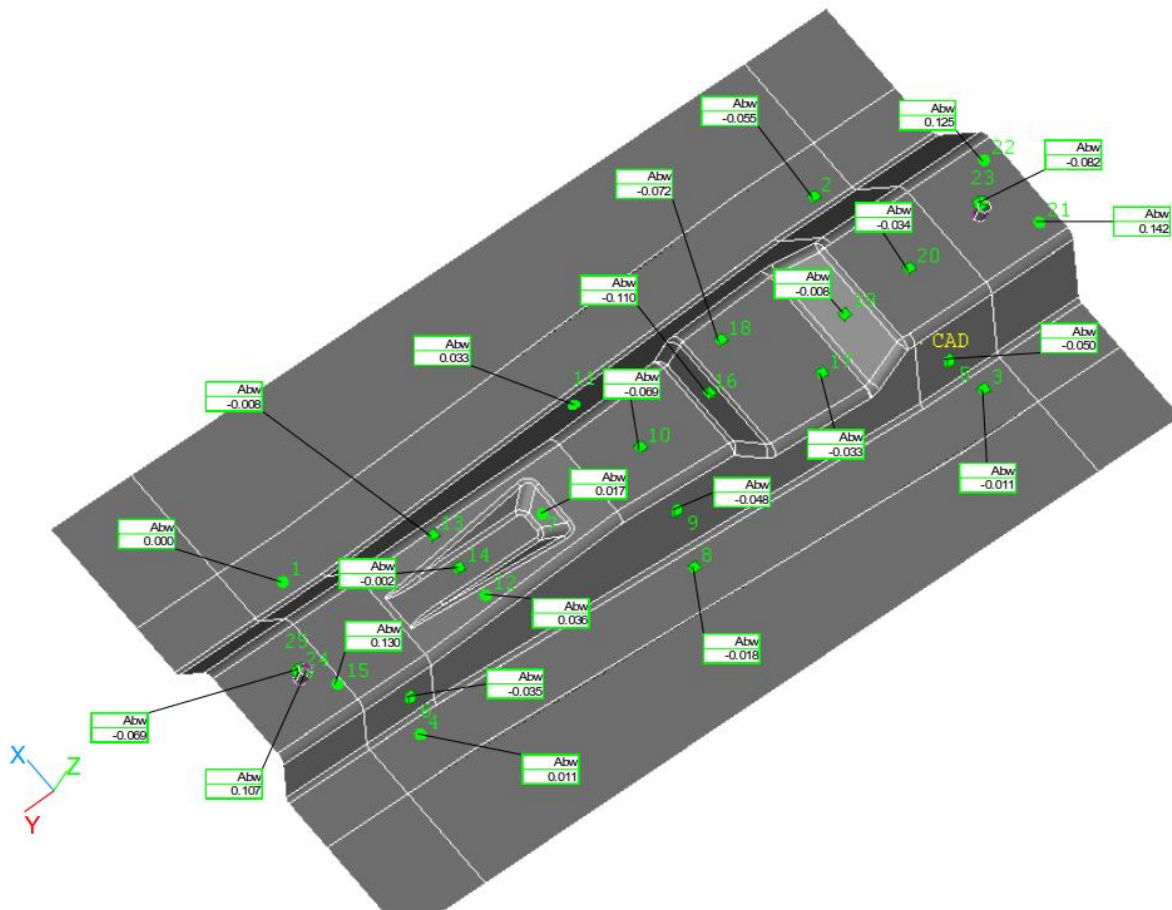


Abbildung 5.5: 3D-Scan - Abweichung SikaBlock M940 Form vom CAD Bauteil

Die Negativform wird im VARI-Verfahren aus Kohlenstofffasergewebe gefertigt, um annähernd gleiche Ausdehnungskoeffizienten zwischen der Negativform und dem Bauteil zu garantieren. Die Urform wird dazu mehrfach mit einem Trennmittel präpariert, um ein Auslösen der Negativform ohne Beschädigung zu gewährleisten. Anschließend kommt ein besonders robuster Gel-Coat zum Einsatz, bevor mit dem Lagenaufbau begonnen werden kann. Die Form wird insgesamt acht Mal komplett mit Kohlenstofffasergewebe bedeckt, bevor die Fließhilfen und das Abreißgewebe aufgebracht werden. Zum Schluss wird die Form mit einer Vakuumfolie an den Rändern mit temperaturbeständigem Klebeband luftdicht versiegelt, bevor mithilfe einer Vakuumpumpe die Harzinfusion begonnen werden kann. Nach dem vollständigen Benetzen aller Bereiche wird die Infusion gestoppt, wobei das

Vakuum angelegt bleibt. Nach dem Aushärten der Form wird diese zum Tempern und zum endgültigen Aushärten bei niedriger Temperatur im Ofen abgelegt, um ein Verziehen der Form im Autoklav unter Druck zu verhindern. Um die vollständige Aushärtung zu überprüfen, wird eine Reinharzprobe des Harzes der ausgehärteten Form entnommen und anhand einer DSC im Heat-Cool-Heat-Verfahren untersucht, um eine geeignete Glasübergangstemperatur jenseits der später zur Bauteilfertigung benötigten Autoklav-Temperatur von 125 °C zu gewährleisten. Durch den höheren Ausdehnungskoeffizienten des Urmodellmaterials schrumpft die Form stärker als die Negativform, was die Entformung begünstigt. Um die Formstabilität der Negativform zu gewährleisten, wird diese wieder, wie in Abbildung 5.6 dargestellt, mittels eines 3D Scanners abgetastet. Dabei dienen die Metallstifte, die zuvor bereits in der Sika-Blockform eingeklebt wurden, als Referenz. Die höchste Abweichung lag im Bauteilbereich bei 0,463 mm und im Randbereich bei 0,636 mm. Da die Abbildung der Punkte auf der CFK-Form mit einer etwas höheren Messgenauigkeit als andere Messverfahren zu bewerten ist, könnte die Abweichung von 8 % tatsächlich am Rande der Messgenauigkeit des Verfahrens liegen.

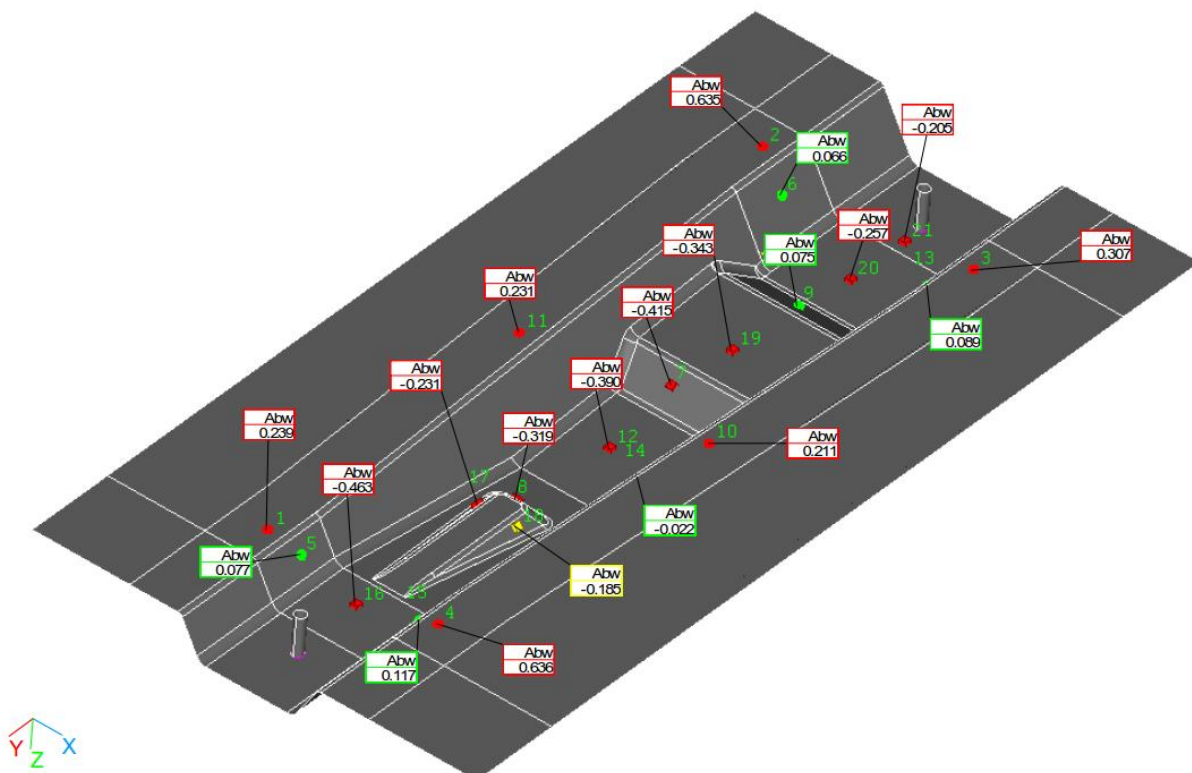


Abbildung 5.6: 3D-Scan - Abweichung CFK-Form vom konstruierten Bauteil

Vor der endgültigen Verwendung der Form für Kohlenstofffaserbauteile im Prepregverfahren wird diese mit spezieller Politur unterschiedlicher Körnung auf die gewünschte Class-A Oberflächenbeschaffenheit gebracht. Hierbei war besondere Vorsicht geboten, um ein Durchschleifen der Matrix zu verhindern und die Fasern nicht zu beschädigen. Anschließend wird diese vor dem ersten Gebrauch mehrfach gewachst und mit Frecote N700 für die erste Bauteilfertigung vorbereitet. Das Aufbringen von Frecote N700 sorgt dabei für einen Hochglanzeffekt und die gewünschte Trenneigenschaft an der Oberfläche. Diese Anwendung sollte vor jeder Bauteilfertigung mehrfach wiederholt werden, um die Langlebigkeit der Form zu gewährleisten.

5.3. Bauteilentwicklung und -fertigung

Die fasergerechte Bauteilentwicklung und -fertigung unterscheidet sich an einigen Stellen stark von der beim konventionellen Stahlbau. So gibt es Unterschiede in Abhängigkeit von der Art des Fertigungsverfahrens, die in Abbildung 1.9 dargestellt sind. Durch diese ergeben sich bereits bei der Entwicklung eines solchen Bauteils eine Reihe von Anforderungen, auf die geachtet werden muss und welche notwendig sind, um ein robustes Bauteil zu erhalten und kritische Bereiche zu vermeiden. Wesentliche Anforderungen sind

- eine geringe Wandstärke (flächige Bauteile),
- vorgesehene Beschnittkanten,
- die Einhaltung zulässiger Radien,
- die Einplanung von Entformungsschrägen,
- das Beachten der Belastungsrichtung oder
- die Überprüfung der Drapierbarkeit.

Gerade die Überprüfung der Drapierbarkeit muss im Vorfeld untersucht werden. Dabei kann die CAD und CAE unterstützend eingesetzt werden. So kann bereits im Vorfeld anhand einer Drapiersimulation die Drapierbarkeit überprüft werden. Stellt sich ein Bauteil als nicht drapierbar heraus, kann es in einem frühen Stadium gestalterisch umkonstruiert werden oder es kann, sollte dies z. B. Bauraumbedingt nicht möglich sein, bei Faltenbildung durch Schnitte oder Unterteilung in Teilstücke angepasst werden. Bei Schnitten zeigt sich der Nachteil, dass die Fasern durchtrennt werden, wodurch Hauptlastpfade gekreuzt werden und keine Kräfte weitergegeben werden können und gegebenenfalls durch Lastumleitung an eine benachbarte

Lage weitergegeben werden. Somit ist das Unterteilen häufig die bessere Alternative, gerade, da in hoch belasteten Bereichen die Faserorientierung zwischen den Flickern ideal an die erforderliche Faserorientierung angepasst werden kann. Dadurch positiv beeinflusst, sinkt die Komplexität der Drapierung, was der Robustheit des Prozesses zugutekommt; in einigen Fällen wirkt sich jedoch der Steifigkeitssprung am Überlappungsbereich nachteilig aus. An den erwähnten Bereichen sollte eine Überlappung der Stoßkanten von 5 mm eingehalten werden, um eine ausreichende Kraftübertragung zu gewährleisten. Die Einteilung für das in dieser Arbeit verwendete Bauteil ist in Abbildung 5.7 dargestellt. Die Bauteilfertigung durchlief im Laufe der Zeit mehrere Evolutionsstufen stark geprägt durch die Drapierbarkeit des Materials und deren Anpassung an den Kraftfluss der beiden zur Validierung verwendeten Lastfälle. Die Robustheit dieser Vorgehensweise zeigt sich später in Kapitel 6.3 bei der Validierung der Ergebnisse.

Dem gegenübergestellt sind im verkleinerten Maßstab die Schnittmuster, welche von Fibersim für den Zuschnitt in NX bearbeitet und dann ausgedruckt wurden. Die Konturen der zuerst auf Papier gedruckten Schnittmuster sollten aus Gründen der Formstabilität, wegen der leichteren Übertragung der Kontur auf das Halbzeug und der Wiederverwendbarkeit auf Kartonage übertragen werden. Nach dem Ausrollen des Prepreghalbzeugs wird am Rand der Trägerfolie ein Streifen in Schussrichtung eingezeichnet, der als Referenz beim jeweiligen Neuanlegen der Schablone für eine konstante Ausrichtung diene. Nach dem Anzeichnen aller benötigten Flicker erhielten diese zuerst eine wie im Ablegeplan ausgewiesene Markierung mit den Drapierinformationen, um ein späteres Verwechseln auszuschließen. Danach erfolgten der Zuschnitt und ein Stapeln der Flicker in benötigter Reihenfolge. Es galt zu beachten, dass Fibersim die Geometrieänderung durch das Aufdicken vorher eingebrachter Lage oder Patches nicht berücksichtigt, wodurch sich ein relativer Fehler in Abhängigkeit der Dicke einstellte. Die so entstehende Längenänderung ergibt sich hauptsächlich durch die Krümmungen mit positiven und negativen Radien, die während der Drapierung abgebildet werden, und durch die entstehenden Überlappungen an Stoßkanten, die an Bauteilen häufig entstehen und sich mit jeder weiteren Lage vergrößern. Dieser Fehler zeigte sich allerdings nicht nur in der Simulation, sondern auch in der Bauteilfertigung. Hier muss für eine exakte Fertigung, gerade bei komplexen Bauteilen mit vielen Radien und hoher Lagenanzahl, für jede Lage und jeden Patch ein extra Schnittmuster angefertigt werden, was von Fibersim nicht unterstützt wird. Durch das einfache Projizieren des Halbzeugs auf die Bauteiloberfläche ohne die Berücksichtigung der Dickeninformation zeigt sich hier die Grenze der geometrischen

Drapiersimulation. In diesem Bereich könnten zur Verfeinerung des Detaillierungsgrads weitere Entwicklungen angestoßen werden.

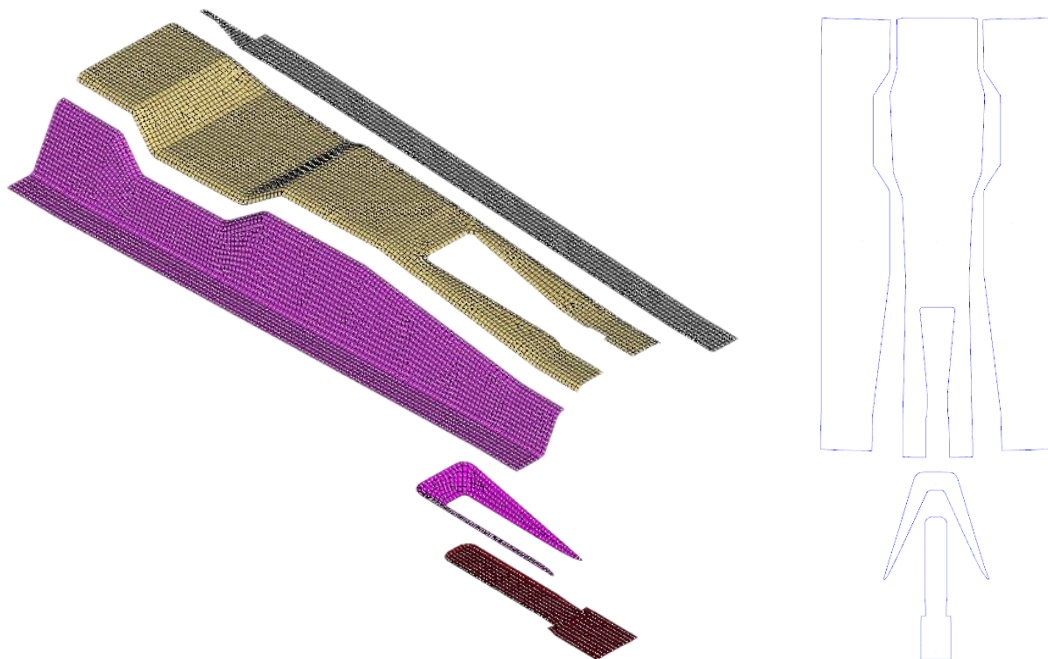


Abbildung 5.7: Darstellung der Bauteilunterteilung in 5 Patches im Präprozessor Hypermesh 14 (Abbildung links), Schnittmuster des generischen Bauteils erstellt mit Fibersim 14.1 (Abbildung rechts)

Im nächsten Schritt wird die Negativform mit Aceton gereinigt und durch zweifaches Wachsen und zweifaches Aufbringen des Trennmittels für die Fertigung vorbereitet. Die Bauteilform wird zwecks des späteren passgenauen Zuschnitts des Bauteils mit ca. 50 mm Übermaß in alle Richtungen gefertigt und mit einer Perforierung zur Markierung des Bauteilrands versehen. Da die Flicker mit 20 mm Übermaß zum Randbereich hin zugeschnitten werden sollten, kann dieses Übermaß auf der Bauteilform angezeichnet werden, um die Flicker exakt entlang der Kanten drapieren zu können. Um das Anlegen der Flicker weiter zu verbessern, werden im zusätzlichen Randbereich noch mehrere Positionierungslöcher mit einem Durchmesser von 6 mm eingeplant. Nach dem Einbringen aller Lagen in die Form wird diese zusätzlich mit einem Abreißgewebe versehen, wodurch das im Anschluss folgende Saugvlies besser entfernt werden kann. Das Saugvlies wird bis auf die Unterseite der Form gezogen, um dort das Vakuum anlegen zu können. In einigen Vorversuchen kommt es nach dem Ablegen des Vakuumventils auf der Prepregseite zu einer Abzeichnung des Vakuumventils und einer Änderung des FVG an dieser Stelle. Nach dem Verkleben der Vakuumfolie zu einem Sack wird die Form in diesem platziert und versiegelt, bis auf zwei Löcher, durch die die Vakuumventile mit der innen liegenden Aufnahme

verschraubt werden. Mit einem Vakuumschlauch, der an die Vakuumpumpe führt, wird der Sack auf Dichtheit geprüft und notfalls nachgedichtet. Die Form wird anschließend im Autoklav platziert und über zwei Vakuumschläuche mit der Maschine verbunden.

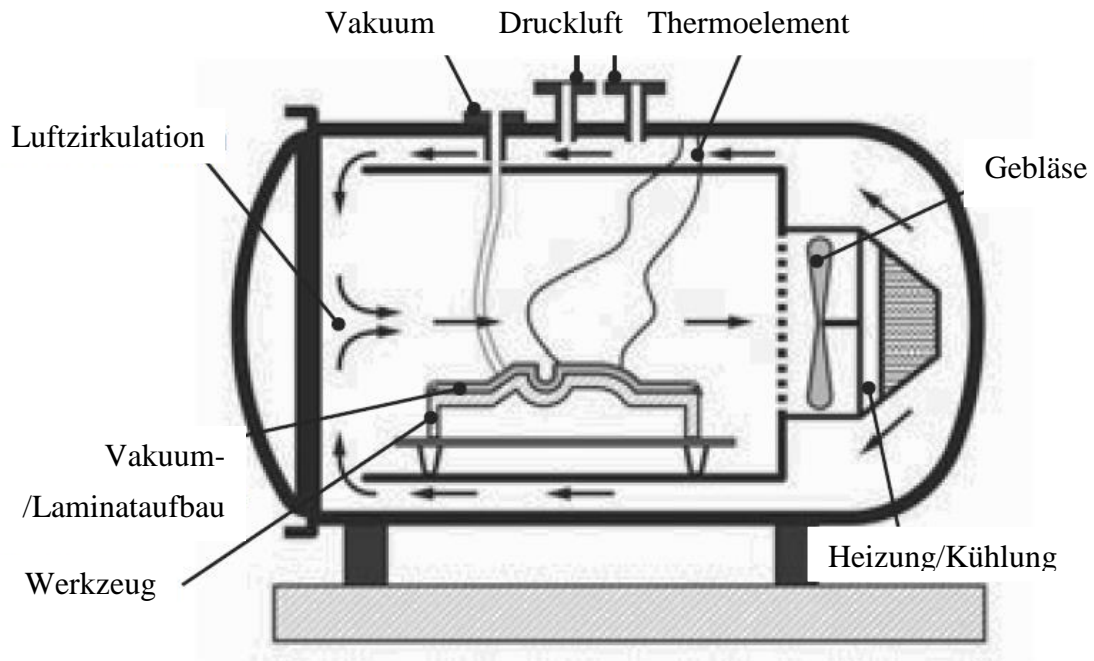


Abbildung 5.8: Grundaufbau eines Autoklaven für die Bauteilherstellung nach dem Autoklavverfahren [34]

Durch das Anlegen eines Vakuums an der Form wird das Prepeg in die Form gedrückt und dadurch kompaktiert. Dieser Vorgang, Evakuieren genannt, „fördert die Entgasung von eingeschlossener Luft in der Schichtenstruktur und der Atmosphärendruck verdichtet die Lagen“ [81], wodurch überschüssiges Harz vom Sauggewebe aufgenommen wird. Das Ausfließen des Harzüberschusses wird „Ausbluten“ oder auch als „Bleeding“ bezeichnet [24]. Zusätzlich wird noch, wie in Abbildung 5.8 schematisch gezeigt, von außen ein bis zu 10 bar hoher Druck auf die Form aufgebracht, um die Kompaktierung der Prepregschichten weiter zu erhöhen.

Durch das mit Druck beaufschlagen der Form sowie des Bauteils zusammen in einem Vakuumsack gleichermaßen muss diese nicht druckstabil, sondern lediglich eigensteif konstruiert werden [81]. Die Heizung oder Kühlung in Verbindung mit einem Gebläse verteilt die warme oder kalte Luft gleichmäßig in der Druckkammer, während die Temperatur durch Thermoelemente genau überwacht werden kann, um das Abfahren der vom Harzhersteller geforderten Temperaturkurven sicherzustellen [82]. Gerade das von der Temperatur abhängige vollständige Aushärten des Bauteils ist elementar wichtig, wohingegen ein

Verzichten auf das Druckbeaufschlagen zu einer starken Verschlechterung der Bauteilqualität führt. Die Anzahl an interagierenden Prozessparametern bei der Fertigung eines Bauteils ist in Abbildung 5.9 gegenübergestellt: Zum einen der vom Harzhersteller geforderte Aushärtezyklus, zum anderen der tatsächlich gefahrene Aushärtezyklus dargestellt.

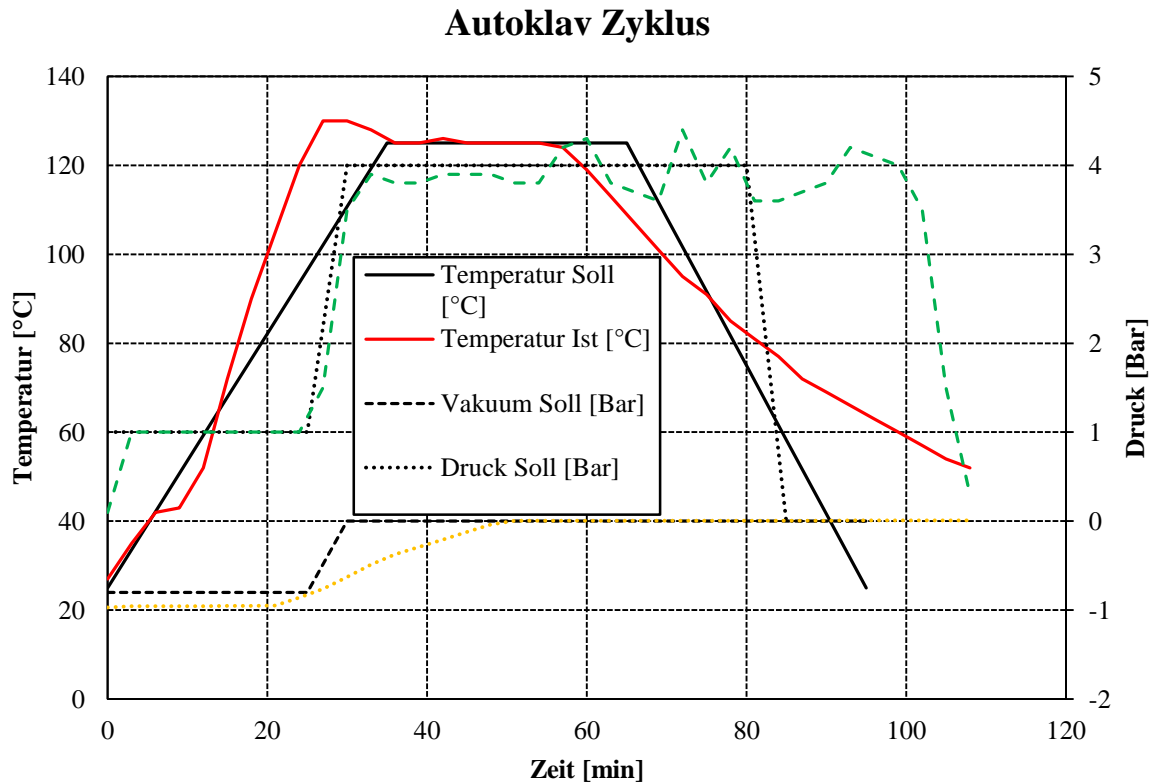


Abbildung 5.9: Autoklav Zyklus der Bauteilherstellung mit einem Soll- zu Ist-Vergleich

Die Abweichung zwischen Soll- und Ist-Angaben liegt an der Größe des Autoklaven und der damit verbundenen Systemträgheit, welches einen Einfluss auf die Steuerbarkeit des Systems hat. So lässt sich beispielsweise ein schlagartiges Einstellen der Temperatur nur schwer realisieren. Im Diagramm ist erkennbar, dass die Heizrate des Autoklaven die Forderungen etwas übersteigt und in Bezug auf die Maximaltemperatur gering überschwingt. Das Überschwingen der Temperatur stellte eine Gefährdung für die Langlebigkeit der Negativform dar, weil diese im RTM-Verfahren gefertigt wurde und das Harzsystem nur bis zu einer maximalen Temperatur von 135 °C zulässig ist. Da die geforderte Kühlrate vom Autoklav nicht exakt ausgeführt werden kann, wird mit dieser etwas früher begonnen, um das Verhalten auszugleichen. Aus diesem Grund wird auch der Druck von 4 Bar etwas länger aufrecht gehalten, wodurch es zur Abweichung im Druckverlauf kommt.

5.4. Charakterisierung des Eigenschaftsprofils

Die Bauteildicke wird an mindestens 19 unterschiedlichen Stellen über dem Bauteil verteilt gemessen, genauso wie der FVG, der an mindestens zwei unterschiedlichen Stellen gemessen wird. Diese Stellen liegen im Bereich der Einspannung an beiden Seiten im Randabschnitt außerhalb des Bauteils, um dieses vor der Prüfung nicht zu beschädigen. Der durchschnittliche Faservolumenanteil aller im 3-Punkt-Biegeverfahren getesteten Bauteile lag bei $64,94 \% \pm 3,97$, bei einer durchschnittlichen Bauteildicke von $1,03 \text{ mm} \pm 0,10$. Die Messpunkte für die Bestimmung der Bauteildicke verteilten sich auf 13 Punkte im Randbereich des Bauteils und auf sechs Punkte an den Bauteilschrägen. Eine Rückrechnung anhand der gemessenen Bauteildicke, bei gleichmäßiger Dickenverteilung zwischen den einzelnen Lagen, führte zu einem berechneten Faservolumenanteil von $71,16 \%$, was einem Unterschied von $6,22 \%$ entspricht. Zur Messung der Bauteildicke wurde eine Bügelmessschraube mit flacher Messfläche verwendet, wodurch das Bauteil durch die Unebenheit der Bauteiloberfläche, bedingt durch das Abreißgewebe, wie bereits erwähnt tendenziell größer gemessen wird. Im direkten Vergleich zwischen einer Bügelmessschraube in Standardausführung mit einer Messungenauigkeit von $0,01 \text{ mm}$ und einem State-of-the-Art 3D-Kameramesssystems mit einer Messungenauigkeit von mittlerweile weniger als $0,001 \text{ mm}$, sollte falls möglich diese Methode zum Einsatz kommen. Damit lässt sich im Idealfall und je nach Ausstattung nicht nur eine punktuelle, sondern auch eine über die Fläche gemittelte Dickenaussage treffen.

6. Prozessanwendung

Dieses Kapitel befasst sich mit der Anwendung und dem Anwenden der hier aufgezeigten Vorgehensweisen und Routinen, welche in den vorherigen Kapiteln beschrieben werden. Abbildung 6.1 zeigt zusammenfassend die drei interagierenden Disziplinen, die Testprozedur, die Simulationskette und den Fertigungsprozess, die in diesem Kapitel angewendet werden sollen.

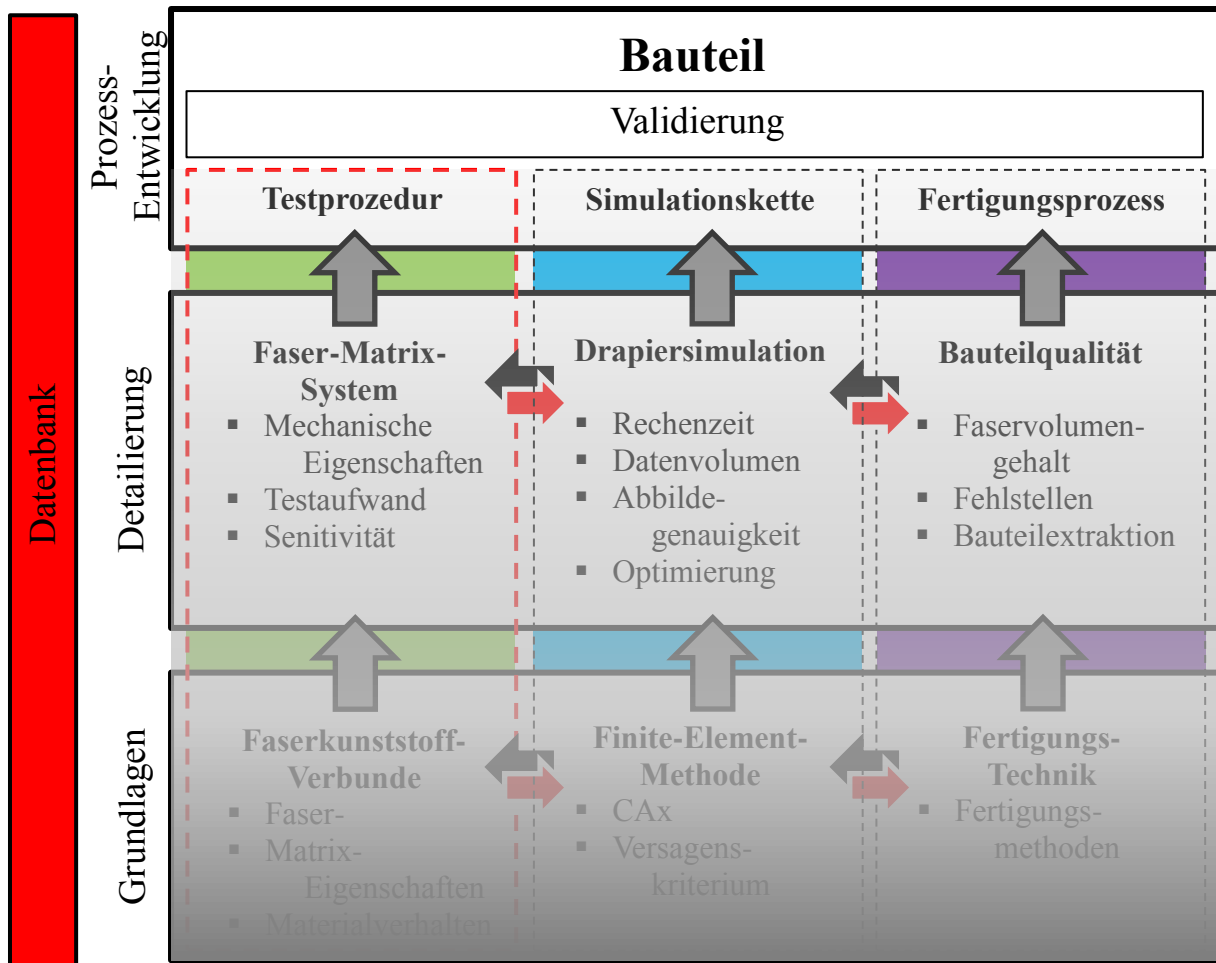


Abbildung 6.1: Themenübersicht von Kapitel 6

Beendet wird dieses Kapitel dann mit der Validierung des Bauteils anhand eines 3-Punkt-Biege- sowie eines Torsionsversuchs. Die weiße Färbung des in Abbildung 6.2 gezeigten Bauteils entsteht durch Einsprühen mit einem Kalkspray vor der Bauteilprüfung, wodurch sich kleinste Veränderungen an der Bauteiloberfläche detektieren lassen. So deutet ein Abplatzen des spröden, aushärtenden Kalkes auf ein Versagen oder eine Lastumverteilung der Struktur am Bauteiloberfläche nahen Bereich hin, welche unter normalen Prüfbedingungen auf einer dunklen Kohlenstofffaseroberfläche nicht erkennbar wären.

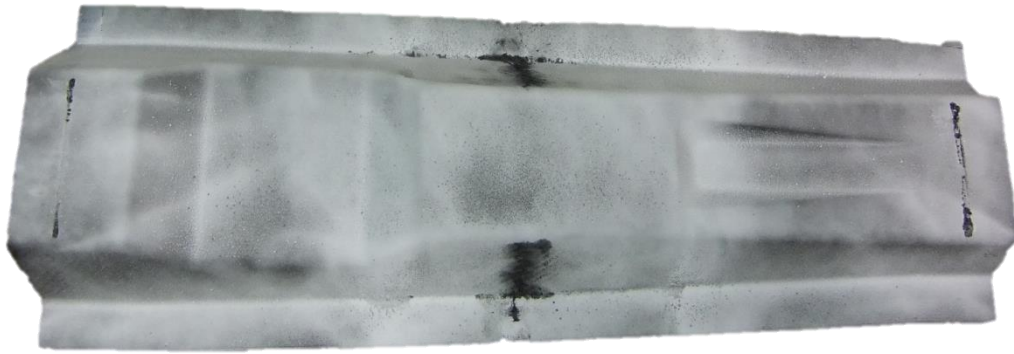


Abbildung 6.2: Mit Kalk besprühtes Bauteil um Veränderungen an der Bauteil-Oberfläche durch Abplatzen besser sichtbar zu machen und somit die Reihenfolge des Versagens besser bestimmen zu können

Gerade die während der Prüfung zu hörenden Schädigungsgeräusche lassen sich durch das Abplatzen visuell direkt zuweisen. Zusätzlich können Rückschlüsse auf die Güte der Ausführung der Einspannung und Auflager durch im Kalk verbleibende Muster und Schlieren im Kalk gezogen werden, wodurch sich zusätzliche Informationen über den Bauteiltest und dessen Verhalten während diesem ableiten lassen.

6.1. Versuchsaufbau der Bauteiltests und deren Übertragung in die Simulation

In dieser Arbeit werden zwei unterschiedliche Bauteiltests durchgeführt. Beim ersten Versuch handelte es sich um einen 3-Punkt-Biegeversuch, der mit zwei Auflagern an den Enden und einem Druckstempel, der mittig wie in Abbildung 6.3 dargestellt, zwischen den Lagern angreift, ausgeführt wird. Bei diesem Versuchsaufbau werden die Auflager- sowie die Lasteinleitungsgestaltung anfänglich linienförmig ausgeführt, was zu einem lokalen Spannungsbild im Bauteil führt und eine feine Vernetzung des Bauteils fordert. Das Bauteil hat eine Gesamtlänge von 600 mm, wobei die Auflager um 25 mm von der Außenkante eingerückt werden, wodurch sich ein Lagerabstand von 550 mm ergab. Die Rundprofile des Druckstempels sowie der Auflager haben einen Durchmesser von 50 mm. Das Bauteil wird in der Prüfmaschine nicht fixiert, sondern lediglich auf den Auflagern platziert. Durch die erhöhte Reibung am Impaktor kann das Bauteil beim Versuch über beide Auflager rutschen, was sich positiv auf die Modellierung im Präprozessor und somit die Berechnung auswirkt. So kann an den Auflagern eine ebene Kontaktfläche ohne große Verformung definiert werden. Durch den so gewonnenen Abstand zur erwarteten Versagensstelle und die

Modellierung der Auflager als Loslager kann ein zusätzlicher Einfluss bedingt durch die Einspannung ausgeschlossen werden.

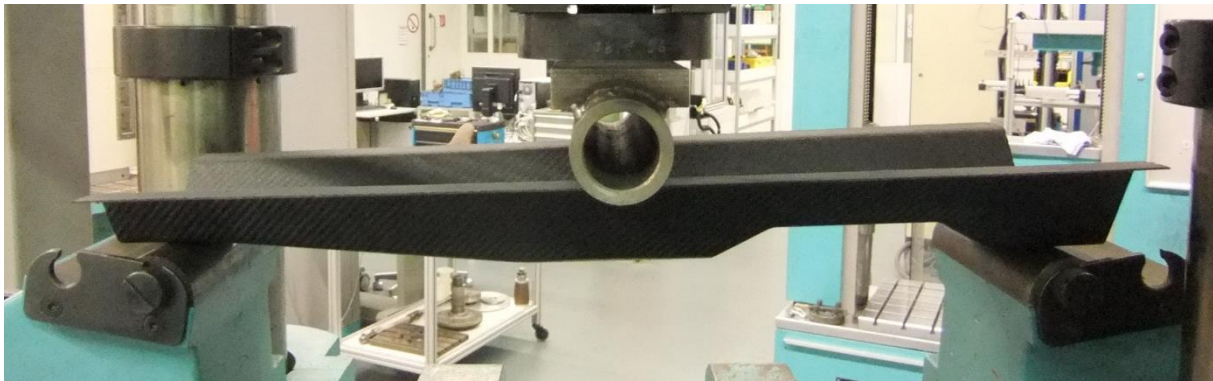


Abbildung 6.3: Versuchsaufbau des 3-Punkt-Biegeversuchs

Beim Modellaufbau mit den Präprozessor Hypermesh von Altair, hier in Abbildung 6.5 dargestellt, werden die Maße des Versuchs 1:1 umgesetzt und die Auflager sowie der Druckstempel als starr angesehen, wodurch eine Verformung dieser Komponenten ausgeschlossen wird. Dazu werden die Freiheitsgrade (engl.: degree of freedom, kurz „DOF“) der beiden Auflager in 1-6 Richtung gesperrt. Die erwähnten Freiheitsgrade beschreiben im mechanischen Sinn die Bewegungsmöglichkeit innerhalb eines Systems und sind durch 3 translatorische und 3 rotatorische Freiheiten beschrieben. Der Druckstempel wird aus Rundstahl, mit gleicher Wandstärke wie im Versuch verwendet, modelliert. Anschließend wird an vier Knoten des Stempels, wie in Abbildung 6.5 dargestellt, eine nach unten gerichtete Verschiebung (y-Richtung) eingeleitet und gegen eine Bewegung innerhalb der fünf anderen Freiheitsgrade gefesselt. Die Krafteinleitung über den Stempel sowie die Auflageflächen des Bauteils auf den Auflagern werden dabei mit der Kontaktdefinition „Contact-Slide“, also ohne die Berücksichtigung von Reibung, berechnet. Die „Slide“-Definition sollte nur bei geringer Verschiebung, wie sie hier durch das Eindringen und leichte Aufweiten des Bauteils durch den Impaktor gegeben ist, angewendet werden. Bei dieser Form der Berechnung mit Kontakt findet keine starre Anbindung der modellierten Komponenten statt, sondern wie in Abbildung 6.4 schematisch dargestellt, die Vermeidung einer Durchdringung durch die Definition einer undurchdringbaren Fläche (hier grün dargestellt), mit den zu penetrierenden Knoten (hier blau dargestellt). Anhand dieses Beispiels zeigt sich, wie wichtig die Wahl der Elementkantenlänge auf die Krafteinleitung ist und worauf in Kapitel 6.3 noch genauer eingegangen wird.



Abbildung 6.4: Beispiel einer Kontaktdefinition für Optistruct

Das Schalenmodell wird anhand der gleichen NX CAD Daten aufgebaut, wie für die Fertigung das Urmodell des generischen Bauteils verwendet wird, um die Vergleichbarkeit zu gewährleisten. Die CAD-Daten des Bauteils, der Auflager sowie des Impaktors werden dazu in Hypermesh überführt und mit einer Elementkantenlänge von 4 mm gleichermaßen vernetzt. Der Lagenaufbau wird nach dem Eingeben der Materialparameter mit Fibersim rekonstruiert, wobei die Gewebelagen als zwei $0^\circ/90^\circ$ -Lagen modelliert werden mussten, siehe Kapitel 4.2. Da der prognostizierte FVG mit 60 % angenommen wird und die getesteten Bauteile auf einen ermittelten FVG von 65 % kommen, mussten die in Fibersim hinterlegten Schichtdicken sowie die Materialparameter auf die dünnere Bauteildicke angepasst werden. Zur Anpassung der Materialparameter kommt das bereits in Kapitel 2.2 vorgestellte CLT Programm eLamX² zum Einsatz. Somit ergeben sich eine angepasste Bauteildicke von insgesamt 1,03 mm mit einer Dickenverteilung von 0,0978 mm für eine Gewebe- und 0,1597 mm für eine Gelegelage.

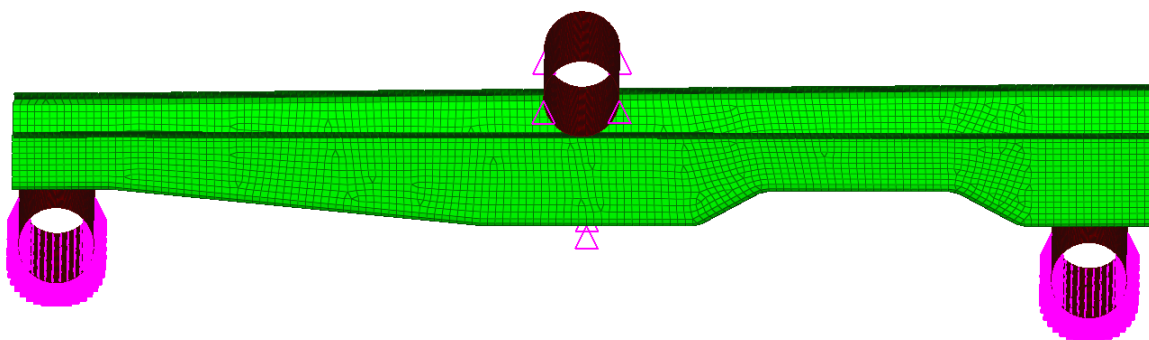


Abbildung 6.5: 3-Punkt-Biege-Versuchsnachbau in Altair Hypermesh

Abbildung 6.6 zeigt den Aufbau der Torsionsprüfung mit bereits verspanntem Bauteil in der Prüfmaschine. Die Abstände der Einspannung werden, wie schon beim 3-Punkt-Biegeversuch, mit 550 mm gewählt. Dazu werden zwei Mitteldichte-Faserplatten (MDF) aus Holz so zugeschnitten, dass diese formschlüssig in die Aufnahmen der Torsionsmaschine

eingesetzt werden können. Dann werden die beiden unterschiedlichen Bauteilprofilierungen am Ende des Bauteils auf die Holzschablonen übertragen und ausgefräst. Um das Bauteil besser einlegen zu können, werden die Holzschablonen je Seite zweiteilig ausgeführt und mit einer Verschraubung zueinander versehen. Dadurch kann das Bauteil mit den verspannten Holzschablonen in die Prüfmaschine eingelegt werden. Die quadratischen Holzschablonen liegen dabei formschlüssig in der Einspannung der Prüfmaschine und werden in Bauteillängsrichtung nicht fixiert, um dem Entstehen von zwei Festlagern entgegenzuwirken, wodurch zusätzlich eine Zugbeanspruchung ins Bauteil eingeleitet wird. Der Drehpunkt, um den das Moment aufgebracht wird, liegt dabei mittig in der Einspannung.



Abbildung 6.6: Versuchsaufbau des Torsionsversuchs mit eingespanntem generischem Bauteil

Das Torsionsmodell, wie in Abbildung 6.7 dargestellt, zeigt die vereinfachte Versuchsmodellierung. Die Einleitung des Torsionsmoments findet an der gleichen Seite und Stelle wie im Versuch statt, wobei gerade die richtige Positionierung der Drehachse von entscheidender Rolle ist, um nicht noch eine weitere überlagernde Beanspruchung, wie z. B. Biegung, ins Bauteil einzubringen. Im Bild sind die rigiden RBE2 Elemente blau dargestellt, welches an der schmälere Seite am unabhängigen Knoten in alle 6 Raumrichtungen gefesselt ist und auf der breiteren Seite mit einem Kraft einleitenden Moment. Hier werden die Krafteinleitung und die Einspannung, anders als beim 3-Punkt-Biegeversuch, ohne eine Kontaktdefinition modelliert. Zum Einsatz kommt das gleiche Präprozessormodell, wie es

schon im 3-Punkt-Biegeversuch verwendet wird, also das Modell mit einer Elementkantenlänge von 4 mm, jedoch ohne die modellierten Auflager und Impaktor. Als Nebenbedingung wird die Seite mit der schmäleren Kontur in Bauteil-Längsrichtung freigegeben und an der Momentenseite blockiert.

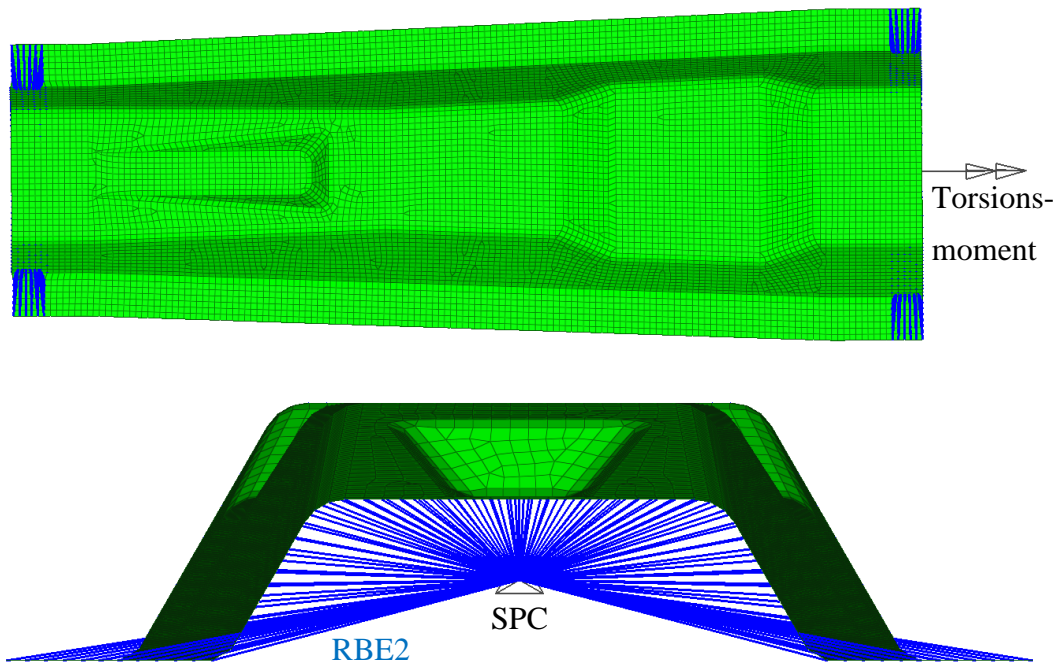


Abbildung 6.7: Darstellung der Modellierung des Torsions-Versuchs in Altair Hypermesh in der Draufsicht (Oben) und in der Frontalansicht (Unten)

6.2. Nachweis des Modellverhaltens im Test

Für beide Lastfälle werden mehrere Bauteile mit gleichem Lagenaufbau getestet, um die Reproduzierbarkeit der Ergebnisse zu gewährleisten. Beim Prüfstand, der für den 3-Punkt-Biegeversuch verwendet wird, handelt es sich um einen MAN HBV Universalprüfstand, der hauptsächlich für die Prüfung von Blattfedern oder Schraubenzugtests verwendet wird, mit einer Kraftmessdose, die über einen Messbereich bis 60 kN verfügt. Für den Torsionsversuch kommt eine MAN Torsionsprüfmaschine mit DOLI Messtechnik und einem Messbereich bis 600 Nm zum Einsatz. Abbildung 6.8 zeigt die Ergebnisse des 3-Punkt-Biegeversuchs, welche anhand von zwei geprüften Bauteilen dargestellt sind. Die Konturverläufe der Graphen weisen die gleichen charakteristischen Eigenschaften auf, eine ungefähre Maximalkraft von 1,80 kN bei einem Traversenweg von 12,4 mm. Mit fortlaufendem Traversenweg finden zwei Spannungsumverteilungen im Bauteil statt, die durch die schlagartig abfallende Kurve im

Diagramm dargestellt sind. Danach nimmt der Kraftverlauf bis zu einem Traversenweg von 25 mm weiter ab, wo es zum letzten Kraftabfall in Form von Totalversagen kommt.

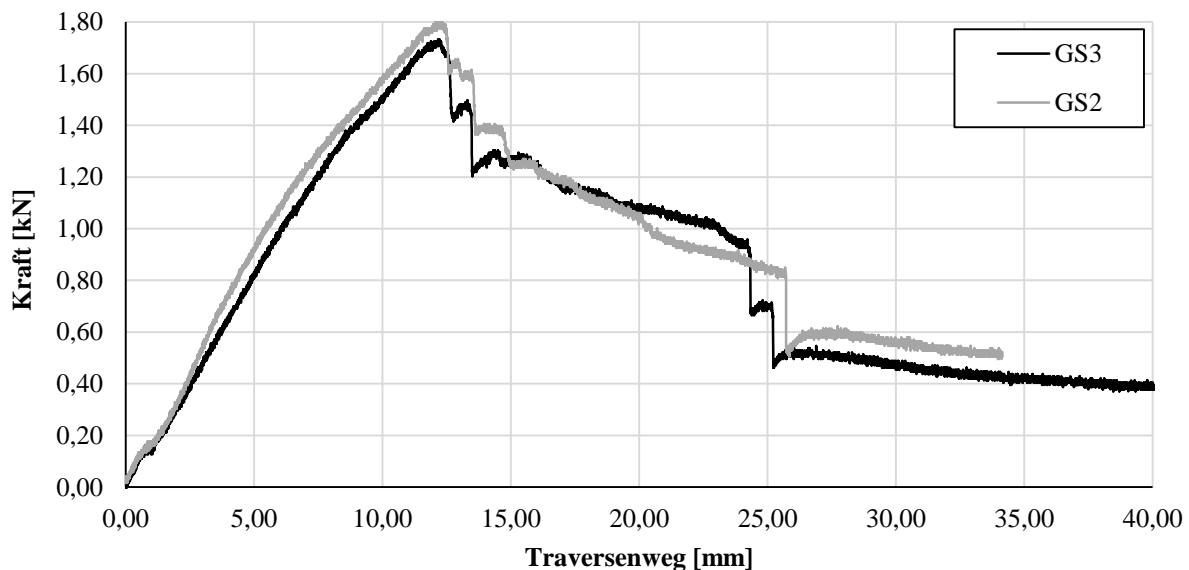


Abbildung 6.8: Ergebnisse der beiden 3-Punkt-Biege-Versuche am generischen Bauteil

Die beiden geprüften Bauteile zeigen am Impaktor ein gleiches Versagensbild, welches in Abbildung 6.9 näher dokumentiert ist. Durch das Verfahren des Impaktors in das Bauteil werden die ebenen Bauteilflansche über die kurze Seite auseinander gedrückt, wodurch sich die aussteifende Kante mehr und mehr verringert, bis diese der Belastung nicht mehr standhält und bei einem Traversenweg von 12,4 mm kollabiert. Bedingt durch diese Schädigung kann sich ein Riss, der vom Radius in Impaktornähe die schräge Fläche hinunter zum Plateau wandert, ausbreiten. Das sich dadurch ausbreitende Zweitversagen findet ab einem Traversenweg von 12,4 mm statt und ist durch mehrere kleinere Lastabfälle bis zum Ende des Versuchs ersichtlich. Hierbei reißt die äußere Gewebelage unter Druckbelastung entlang der Faserondulation quer zur Bauteillängsrichtung ein, wobei sich durch das Übereinanderschieben der Gewebe- und Gelegelage eine Delamination dieser einstellt. Mit fortschreitender Verschiebung biegt sich das Bauteil zusätzlich weiter auf, wodurch die Kraft kontinuierlich abfällt.

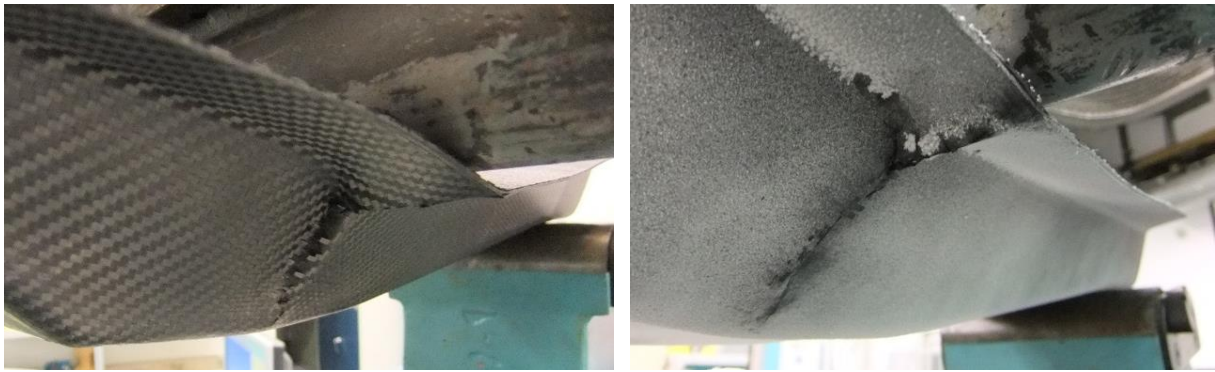


Abbildung 6.9: Versagensbild der beiden geprüften generischen Bauteile im Biegeversuch. Generische Struktur (GS2) (Abbildung oben links); Generische Struktur (GS3) (Abbildung oben rechts)

Die Versuchsergebnisse der beiden in Abbildung 6.10 gezeigten Torsionsversuche weisen ebenfalls ein ähnliches Bauteilverhalten auf: Zwar liegen die geprüften Maximalwerte um 20 Nm auseinander, allerdings bei gleichem Versagensverhalten und gleicher Versagensreihenfolge.

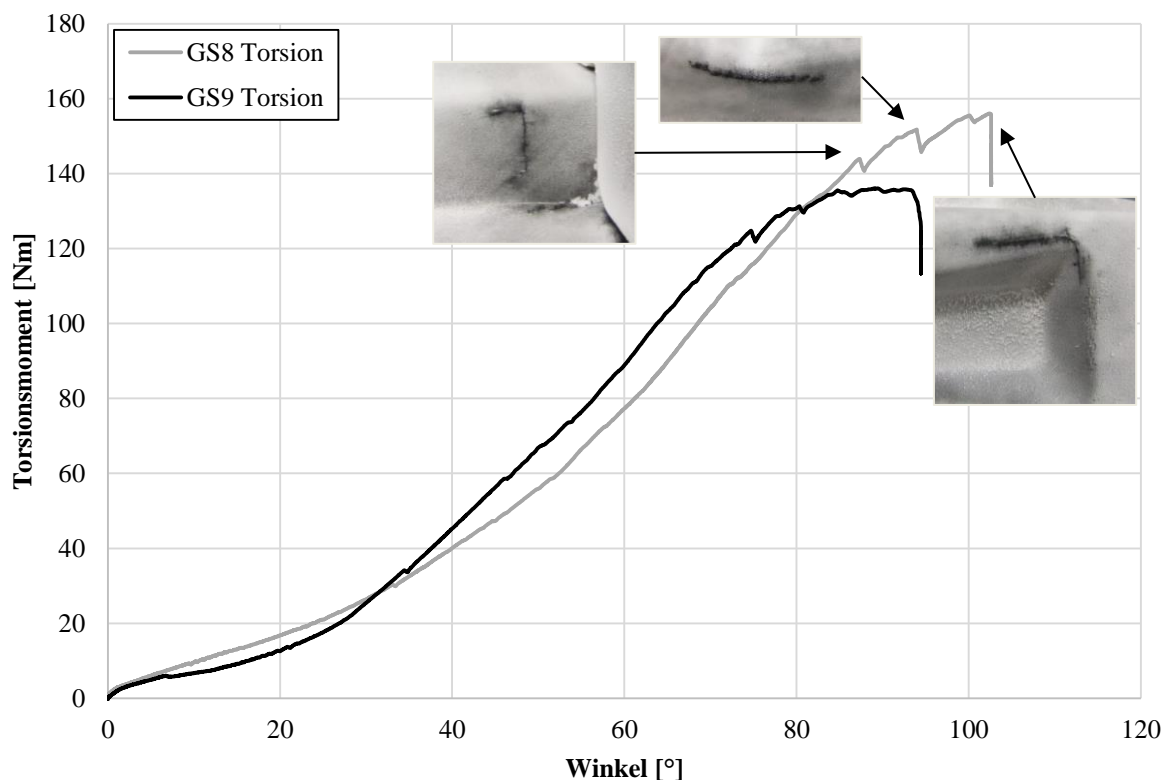


Abbildung 6.10: Versuchsergebnisse zweier auf Torsion beanspruchter Bauteile

Der Kurvenverlauf der beiden Versuchsproben ist leicht ansteigend und endet mit dem Versagen des Bauteils an drei unterschiedlichen Stellen in kurzer Folge. Das Versagen tritt dabei bei beiden Kurven jeweils in einem Abstand von ungefähr 10° auf. In beiden Fällen,

wie Abbildung 6.11 darstellt, tritt ein Erstversagen im Bereich des schmäleren Profils am Übergang zur Verbreiterung des Profils auf.

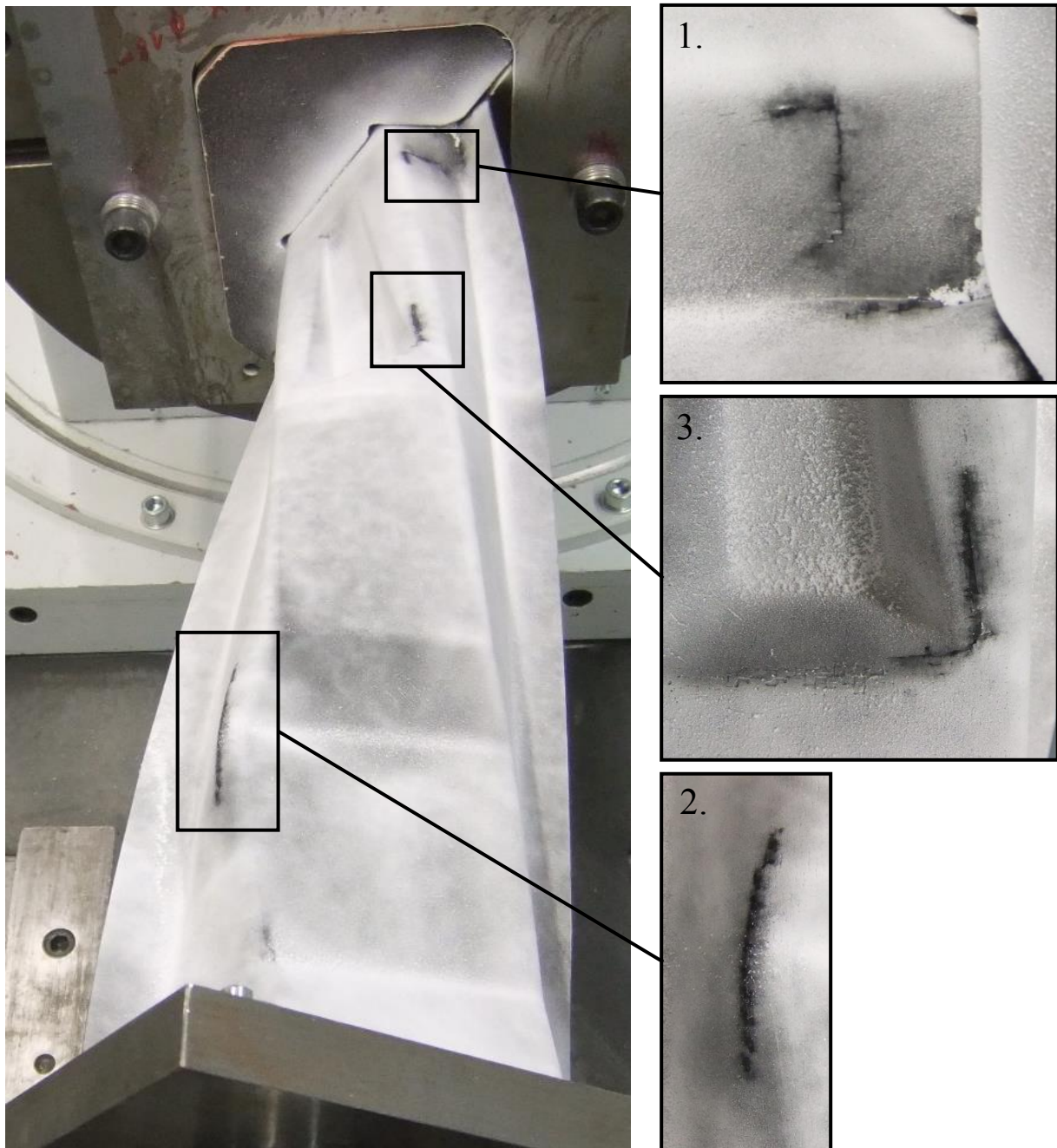


Abbildung 6.11: Maximalverformung des generischen Bauteils GS8 bei einem Verdrehwinkel von 105° (Abbildung links); Erstversagen (Abbildung rechts oben); Zweitversagen (Abbildung rechts unten); Drittversagen (Abbildung rechts Mitte)

Das Zweitversagen findet auf der äußeren Flanke in der Ecke am unteren Sattelbereich statt, wo der Radius das Bauteil in Querrichtung aussteift und in Längsrichtung auf den Bereich trifft, der durch Überlagerung mehrerer Flicker eine höhere Steifigkeit aufweist. Diese Bereiche im Bauteil mit einer sehr hohen Steifigkeit, bedingt durch die in Abbildung

6.12 dargestellte Verdopplung der Schichten, bekommen die höchsten Spannungen ab und versagen aus diesem Grund, bedingt durch die Lastumleitung und den Steifigkeitsabfall direkt am Übergang zum aufgedoppelten Bereich, zuerst. Zuletzt versagt das Bauteil im oberen Bereich der Tasche an einer Stelle, an der es ebenfalls durch die Anzahl der Überlappung vieler Lagen zu einer Zunahme der Steifigkeit kommt. An der Stelle des Erstversagens herrschen, bedingt durch das Aufeinandertreffen mehrere Kanten und durch die Übergänge der verschiedenen Flicken, die höchsten Steifigkeiten im Bauteil.

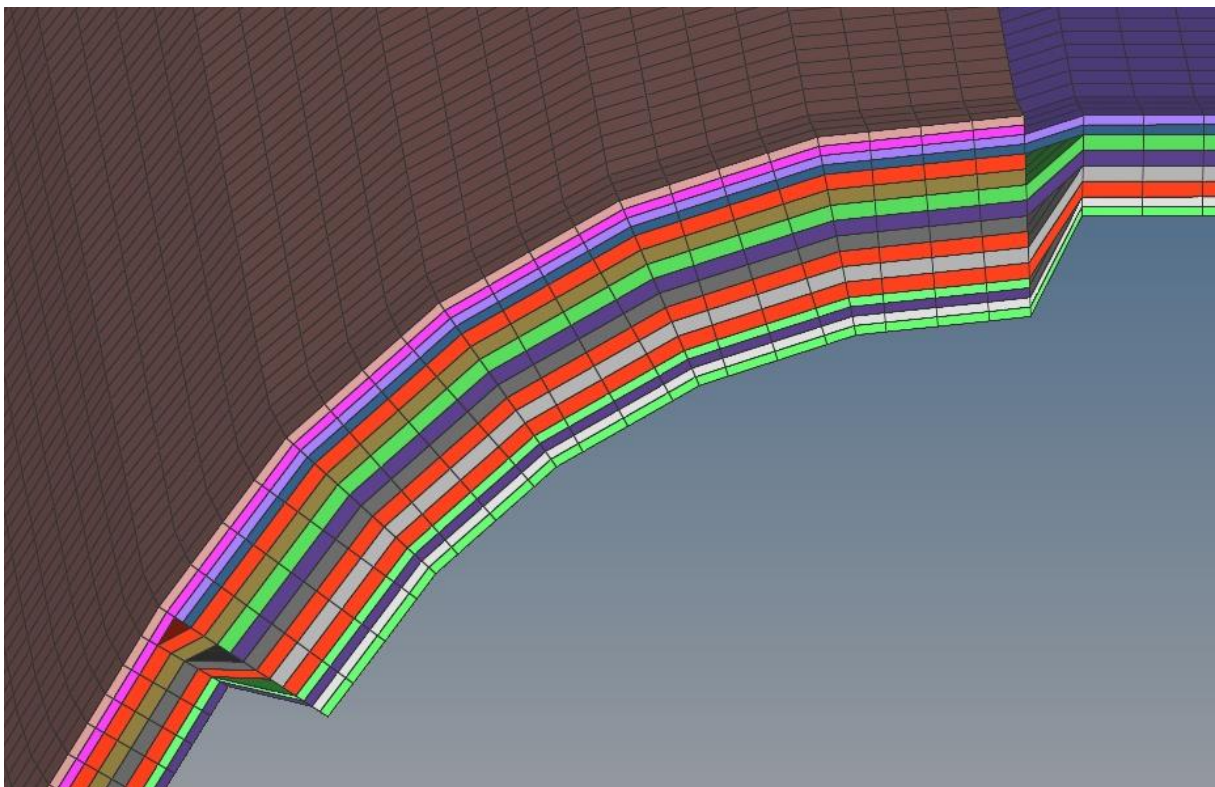


Abbildung 6.12: CAE Darstellung der örtlichen Aufdickung im Überlappungsbereich der Patches

Um die Degradation des Bauteils besser bewerten zu können, wird ein generisches Bauteil im 3-Punkt-Biege Versuch zyklisch belastet. Dazu wird ein Bauteil, jeweils angefangen bei einem Impaktorweg von 2 mm, insgesamt zehn Mal bis kurz vor die Versagensgrenze von 13 mm belastet. Die Kraft-Weg-Kurve verlief bei jedem Zyklus nahezu linear, jedoch zeigte sich bei den Zyklen zwischen 10 bis 13 mm jeweils auf den letzten Millimetern ein leicht nicht-lineares Verhalten. Folglich traten ab einem Traversenweg von 10 mm die ersten Mikroschädigungen auf, die auf den ersten Blick nicht ersichtlich waren und einen Einfluss auf das Bauteilverhalten hatten. Darauf wird in Kapitel 6.3 näher eingegangen.

Dem sind, wie in Abbildung 6.13 gezeigt, zum Vergleich die Ergebnisse der GS2 Struktur gegenübergestellt.

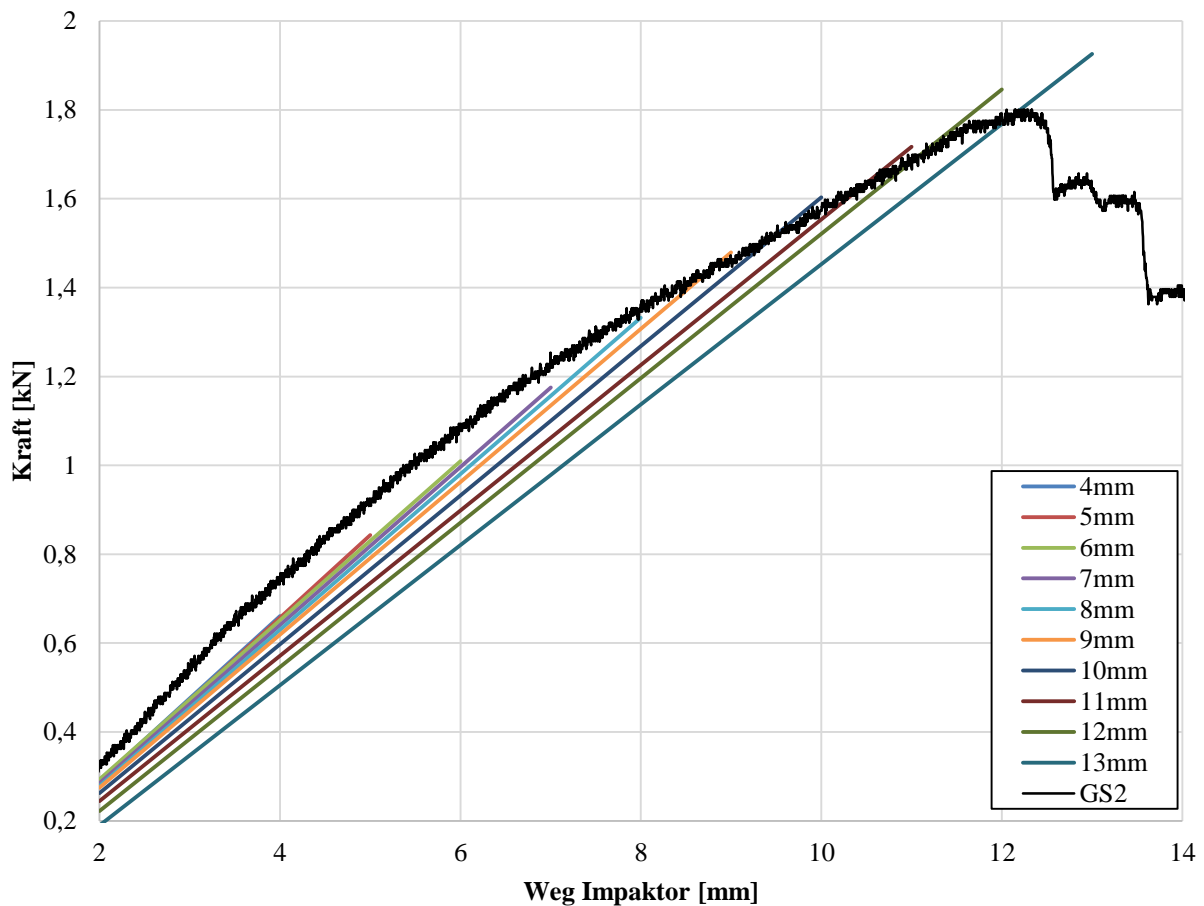


Abbildung 6.13: Ergebnisse der zyklischen Bauteilprüfung im 3-Punkt-Biegeversuch

6.3. Validierung der Ergebnisse

Um die Simulationsergebnisse zu validieren, wird der von Hypermesh berechnete Ausfallindex für Verbundelemente, auch Composite Failure Index (CFI) genannt, verwendet. Nach der Berechnung von Fehlerindizes für einzelne Lagen, wie in Kapitel 2.3 bereits für mehrere Festigkeitskriterien (Hill, Hoffmann, ...) beschrieben, wird der potenzielle Fehlerindex für das zusammengesetzte Schalenelement ermittelt. Während für solche Berechnungen mehrere Theorien zur Verfügung stehen, ist Ihr gemeinsames Merkmal, dass Fehlerindizes relativ zur zulässigen Spannung oder Dehnung auf den Wert von 1,0 skaliert werden. Dadurch gibt ein Fehlerindex kleiner als 1,0 einen Wert innerhalb der in der Materialkarte hinterlegten Grenzen an, ein Wert größer als 1,0 weist auf ein Überschreiten hin. Somit wird der Fehlerindex für das zusammengesetzte Element als das Maximum aller berechneten Lagen- und Bindungsfehlerindizes berechnet. Spannungsergebnisse für

Verbundwerkstoffe umfassen sowohl Schalenspannungen als auch Einzelschichten. Wichtig ist, dass Schalenspannungen unter Verwendung von homogenisierten Eigenschaften berechnet werden und somit nur den gesamten Spannungszustand in der Schale darstellen. Um den tatsächlichen Spannungszustand im Verbund zu beurteilen, müssen die einzelnen Lagenergebnisse untersucht werden [83]. Somit gibt der CFI einen Überblick über den homogenisierten Gesamtbelastungszustand des Laminats. Um zu schauen, welches die am höchsten belasteten Lagen sind, ist eine genauere Betrachtung der Ergebnisse notwendig.

Wie in Abbildung 6.14 dargestellt, ergibt sich bei durchschnittlichen Bauteildicken von 1,03 mm der im 3-Punkt-Biegeverfahren geprüften Bauteile ein CFI von 1,23. Dabei wird der Impaktor um 12,12 mm ins Bauteil gefahren, wobei eine durchschnittliche Maximalkraft von 1,77 kN bei einem FVG von 65 % aufgezeichnet wurde. Somit hat das Bauteil bereits vorher versagt, womit es 23 % über der eigentlichen Versagensgrenze liegt. Da sich bei einer statischen Berechnung ein linearer Kraft-Weg-Verlauf einstellt, wird nicht der Verlauf der Kraft-Weg-Kurve bewertet, sondern lediglich das korrekte Angeben der Maximalkraft bei berechnetem CFI. Die dabei eingesetzten Materialkennwerte sind die selbst bestimmten Ergebnisse aus der Materialcharakterisierung, und zwar normiert auf den FVG der Bauteile.

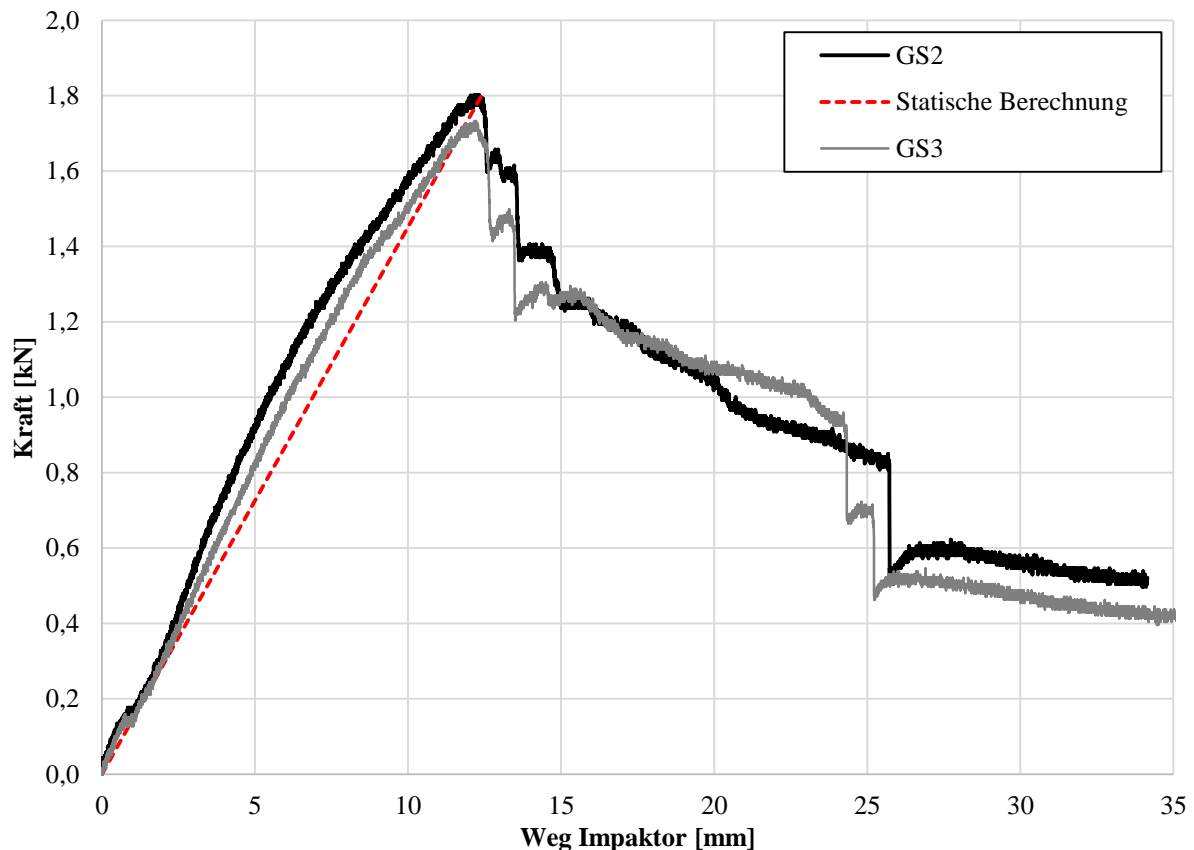


Abbildung 6.14: Vergleich der Kraft-Weg-Kurve eines Bauteils mit dem Ergebnis der statischen Simulation

In Abbildung 6.15 wird ein optischer Vergleich zwischen der Bauteilprüfung und der Simulation dargestellt. Es ist zu erkennen, dass das Durchbiegen der Flansche zwar korrekt dargestellt wird, jedoch nicht stark genug ausprägt ist. Das Erstversagen hingegen wird, in Abhängigkeit der Versuchsmodellierung, im unteren Sattelbereich berechnet, was jedoch nicht der Realität entspricht, und nicht direkt wie im Versuch am Impaktor. Dies liegt an mehreren Faktoren. Zum einen handelt es sich um einen Impaktor-nahen Bereich, an der sich durch die geometrische Verschlinkung der Struktur das Bauteil versucht aufzubiegen. Zum anderen handelt es sich durch die Anzahl der Kanten um einen geometrisch stark profilierten Bereich, der zusätzlich durch einen Überlappungsbereich gekennzeichnet ist. In Summe fördert die durch die Impaktierung erzwungene Aufbiegung in Verbindung mit der hohen Steifigkeit in diesem Bereich ein Erstversagen an dieser Stelle. Da der Modellaufbau, wie bereits in Kapitel 5.1 erwähnt, einen beträchtlichen Einfluss auf die Versuchsergebnisse hat, wird je nach Versuchsmodellierung der am höchsten belastete Bereich entweder am Impaktor oder am unteren Sattelbereich berechnet. So findet das Erstversagen nach der Verfeinerung des Bauteil- und Impaktors-Netzes nun am Impaktor statt. Dabei ist der Composite Failure

(CF) in den beiden Flanschlagen, also Lage 1 sowie Lage 3 am größten. Bedingt durch die nicht spiegelsymmetrische Vernetzung des Bauteils, ist der CFI in der obersten Gewebelage, welche in eine X-Lage und eine Y-Lage aufgeteilt wird, auf beiden Seiten unterschiedlich und wird mit 1,17 bzw. 1,23 für jeweils die x-Richtung berechnet. Durch eine im Versuch gezeigte sukzessive Rissausbreitung im Impaktorbereich, welche uns in der statischen Simulation nicht angezeigt werden kann, findet im Sattelbereich kein sichtbares Versagen statt. Trotzdem handelt es sich an dieser Stelle um einen kritischen Bereich, der durch das Auslaufen und Überlappen der einzelnen Lagen im Radius hervorgerufen wird.

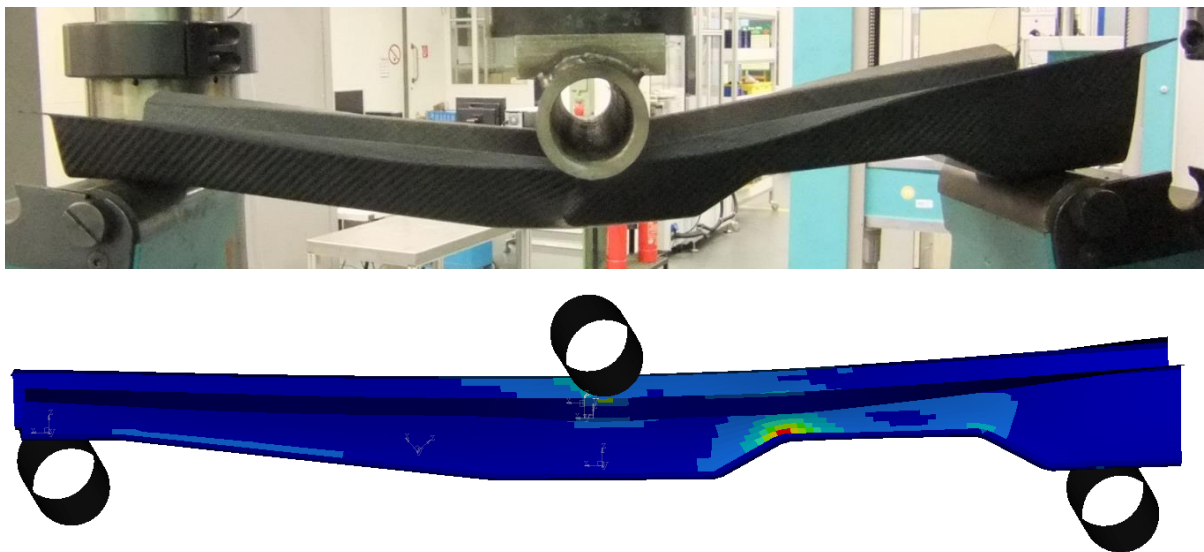


Abbildung 6.15: Vergleich von Bauteiltests mit den statischen Simulationsergebnissen beim 3-Punkt-Biegeversuch

Durch die wie zuvor in Kapitel 6 erwähnte Verwendung eines Kalksprays, zur besseren Visualisierung der Lastumverteilung in der oberen Gewebelage, ist die Bauteilschädigung in Form des Risses am Impaktor gut zu erkennen. Abbildung 6.16 zeigt das Faserverbundbauteil, welches in Abbildung 6.14 als GS2 Struktur getestet wurde. Zusätzlich zum Riss ist die Ausbreitung der Schädigung quer dazu, zumindest für die erste Gewebelage, zu erkennen. Außerdem können die Auflagerflächen und deren Verhalten während der Bauteilprüfung zusätzlich analysiert werden. Das ist wichtig, da dem Fixieren des Bauteils in der Simulation eine große Bedeutung zukommt. Erkennbar ist eine doppelstrichförmige anstatt einer durchgängigen Auflagerfläche im Bereich der breiteren Profilierung, welche wir im Versuch durch das Aufbiegen des Profils erkennen können, sowie eine fast durchgängige, aber tendenziell breitere, Auflagefläche im flacheren Bereich. Diese Verbreiterung der Auflagefläche deutet auf ein Rutschen des Bauteils bei der Prüfung an dieser Stelle hin, welches sich prüfungsbedingt durch die Durchbiegung des Bauteils bei dieser ergibt. Die

ersten durch das Kalkspray sichtbaren Veränderungen an der oberen Gewebelage können bei einem Traversenweg von 6 mm direkt an der Grenzfläche von Impaktor zu Bauteil beobachtet werden, während bei dem in Kapitel 6.2 erwähnten zyklischen Bauteiltest ein direkter Einfluss erst ab einem Traversenweg von 10 mm, ersichtlich durch das Einstellen einer Nichtlinearität, messbar war. Da der zyklische Bauteiltest, aus Gründen der Haltbarkeit des Kalksprays, ohne dieses durchgeführt wurde, kann nicht bewertet werden, ob es ebenfalls ab einem Traversenweg von 6 mm bereits zu leichten Bauteilveränderungen gekommen ist.

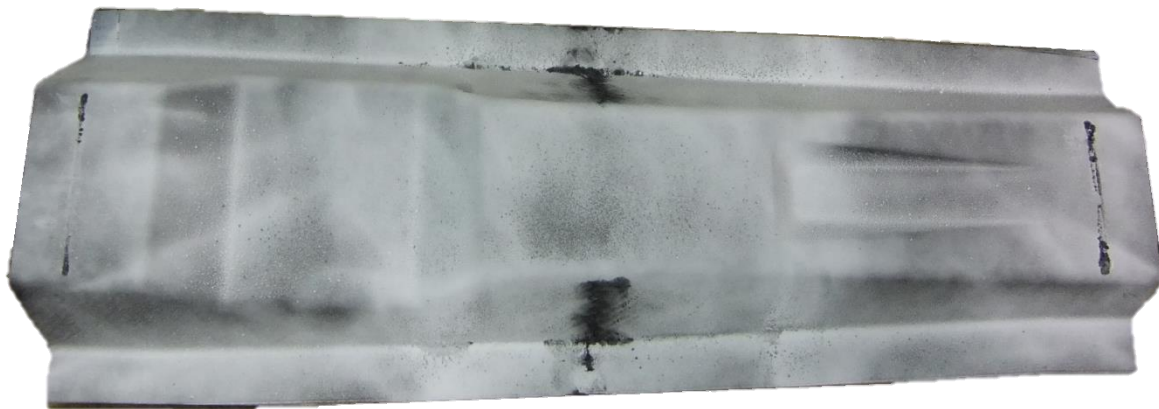


Abbildung 6.16: Faserverbundbauteil nach dem 3-Punkt-Biegeversuch mit Kalkspray

Als eine der einflussreichsten Stellgrößen bei der Validierung der Simulationsergebnisse stellt sich die Elementkantenlänge oder Netzgröße dar. Sie hat einen direkten Einfluss auf die Dateigrößen, damit auf die Berechnungszeit und somit auf die Kosten. Des Weiteren ergeben sich mit Verkleinerung des Netzes, zumindest beim untersuchten 3-Punkt-Biegeversuch, wie in Abbildung 6.17 dargestellt, lokale Effekte, die bei einem größeren Netz nicht erkenntlich waren. Es ist zu erkennen, dass ab einer Elementkantenlänge größer als 4-5 mm die Dateigröße sprunghaft ansteigt. Die hier dargestellte Dateigröße bezeichnet lediglich die Modellgröße des Bauteils ohne die zusätzlich erforderlichen Drapierdaten. Diese korrelieren direkt mit der Netzgröße und vergrößern die Gesamtdatengröße zusätzlich. Der CFI verhält sich unstetig und ist zusätzlich zur Elementkantenlänge noch abhängig von der, in Abbildung 6.4 dargestellten, exakten Position der Knoten zueinander. Hier wurde lediglich das Bauteilnetz angepasst, nicht jedoch das Netz der Drapiersimulation, wo der Ursprung der Unstetigkeit liegen kann. Es zeigt sich, dass die Genauigkeit der Vorhersage nicht einzig von der Elementkantenlänge abhängt, sondern zusätzlich von der Korrelation der beiden Netze,

gemeint sind Drapier- und Bauteilnetz. Sind in diesem Bereich bereits Erfahrungen vorhanden, können die Rechenzeit und das Datenvolumen reduziert werden.

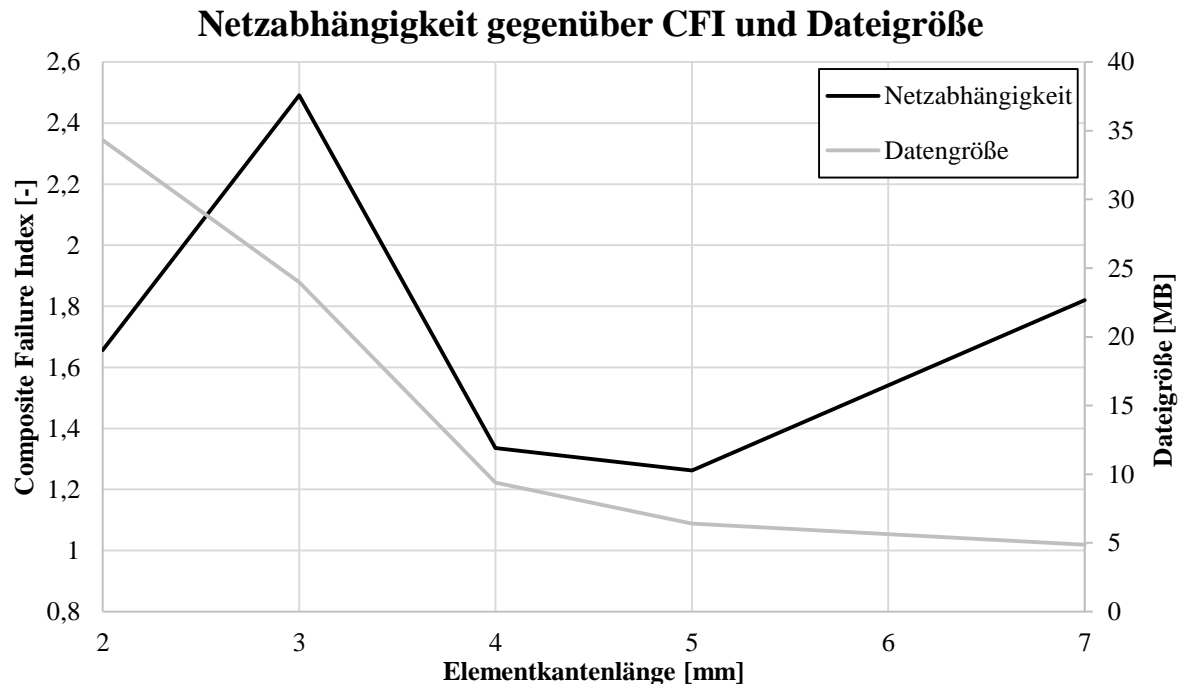


Abbildung 6.17: Netzabhängigkeit gegenüber des Composite Failure Index und der Dateigröße

In Abbildung 6.18 dargestellt, zeigt sich der hohe Einfluss der Drapierung von einer idealen, gegenüber einer geometrischen Drapierung (siehe Abbildung 2.5) mit Fibersim. Eine ideale Drapierung bedeutet, dass alle Elemente einer Lage global die gleiche Faserorientierung haben, ohne auf die Geometrie des Bauteils einzugehen. Wie schon in Kapitel 4.2 gezeigt wird, haben kleine Änderungen eines Simulationsparameters bei der Drapiersimulation einen großen Einfluss auf die Faserorientierung, was anhand der hier gewonnen Ergebnisse bestätigt wird. Diese einfache Möglichkeit, um ein Laminat in der Simulation aufzubauen, ist bereits in vielen Programmen hinterlegt und wird deswegen mit betrachtet. Es muss bei der Auswertung der Ergebnisse berücksichtigt werden, dass das Bauteil in fünf Flickern unterteilt wird und somit abseits des Randbereichs keine großen Winkelabweichungen entstanden sind, was auf eine hohe Sensibilität der Faserorientierung hindeutet. Die Differenz zeigt ein 40 % höheres Versagen bei gleichem FVG. Dies liegt daran, dass der am höchsten beanspruchte Bereich gleichzeitig der Bereich ist, in dem die Faserorientierung am stärksten zwischen der ideellen und der Fibersim Drapierung abweicht. Zwischen einem FVG von 60 % bis 70 % ist in beiden Fällen, mit einer Maximalbeanspruchung zwischen 747 bis 878 MPa, die 34ste Lage die am höchsten

beanspruchte, wobei es sich um eine Gewebelage in 0° entlang der Längsachse handelt. Interessant ist die Tatsache, dass der Faservolumenanteil, und somit die Bauteildicke, keinen sehr hohen Einfluss auf den CFI zu haben scheint, ganz im Gegensatz zur Bauteilprüfung. Hier hat sich eine hohe Sensibilität der erreichten Maximalkraft auf die Bauteildicke dargestellt. Dadurch zeigt sich deutlich der vernachlässigte Einfluss der Bauteildicke durch das Berechnen als 2D-Schalenmodell und der Berechnung dieser mit homogenisierten Materialeigenschaften.

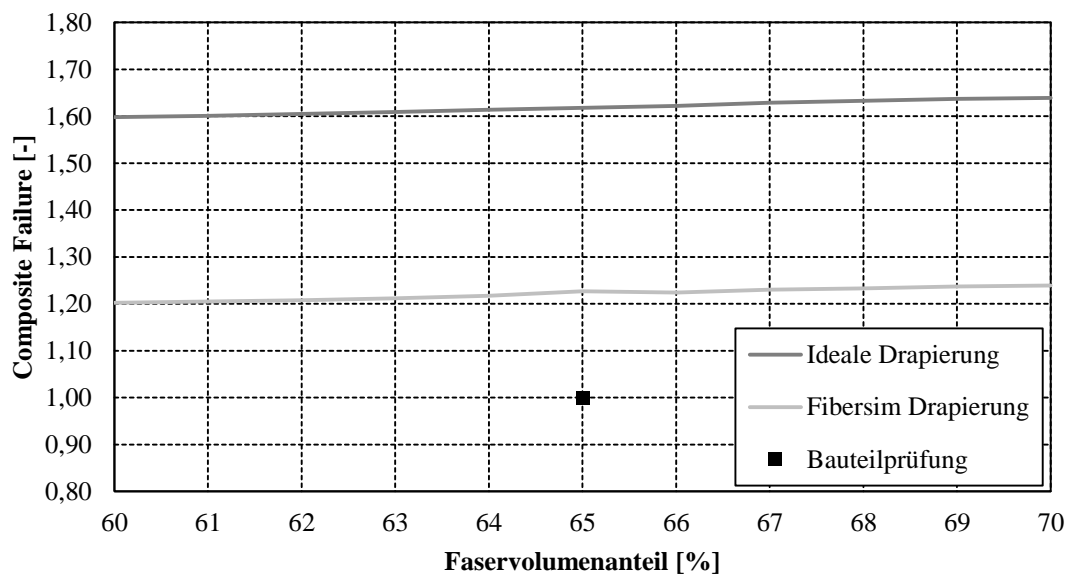


Abbildung 6.18: Abhängigkeit des Faservolumenanteils und des Composite Failure von der Drapierung

Die Simulationsergebnisse des Torsionsversuchs, wie in Abbildung 6.19 dargestellt, zeigen keine gute Übereinstimmung mit den Versuchsergebnissen, zumindest nicht bezogen auf den erreichten Verdrehwinkel des Bauteils. Die Begründung für die geringe Übereinstimmung liegt an der statischen Simulation und deren Anwendungsgrenzen. Durch die Verwendung von Schalenelementen können die im Bauteil herrschenden dreidimensionalen Spannungszustände nicht genau genug beschrieben werden, was die Rigidität des Bauteils stark beeinflusst. So wird ein Großteil der Effekte wie z. B. Delamination durch die Homogenisierung aller Schichten zu einem einfachen Schalenmodell vernachlässigt. Zusätzlich wird im Versuchsaufbau innerhalb der Simulation das Bauteil durch die unendlich starren RBE2 Elemente komplett rigide angebunden. Somit ist jegliche Bewegung unterbunden, was so im Test nicht realisiert werden kann. Anhand der Kalkspray-Spuren am Bauteil, welche nach dem Test untersucht wurden, ist ein leichtes Verrutschen zu

erkennen, was nach mehreren Versuchen durch Aussteifen der Einspannung nicht ganz unterbunden werden konnte. Aus diesen Gründen werden die kritischen Bereiche annähernd korrekt angezeigt, jedoch mit sehr hoher Abweichung bezogen auf den Verdrehwinkel. Die Torsionsbauteile haben ihr maximales Moment bei $146,04 \text{ Nm} \pm 10,34$ bei einem Verdrehwinkel von 95° , bei gleichem Laminataufbau wie beim 3-Punkt-Biegeversuch. Der CFI liegt bei diesen Werten bei einem FVG von 65 % bei 1,02. Somit wird das Bauteilversagen, wie auch schon beim 3-Punkt-Biegeversuch überschätzt, beim Torsionsversuch jedoch lediglich um 2 %. Die berechneten kritischen Stellen im simulierten Bauteil, wie in Abbildung 6.20 dargestellt, sind auch am Bauteil an gleicher Stelle zu erkennen. Im Konturbild werden alle Elemente mit einem CFI über 0,65 angezeigt, um die Darstellung zu vereinfachen.

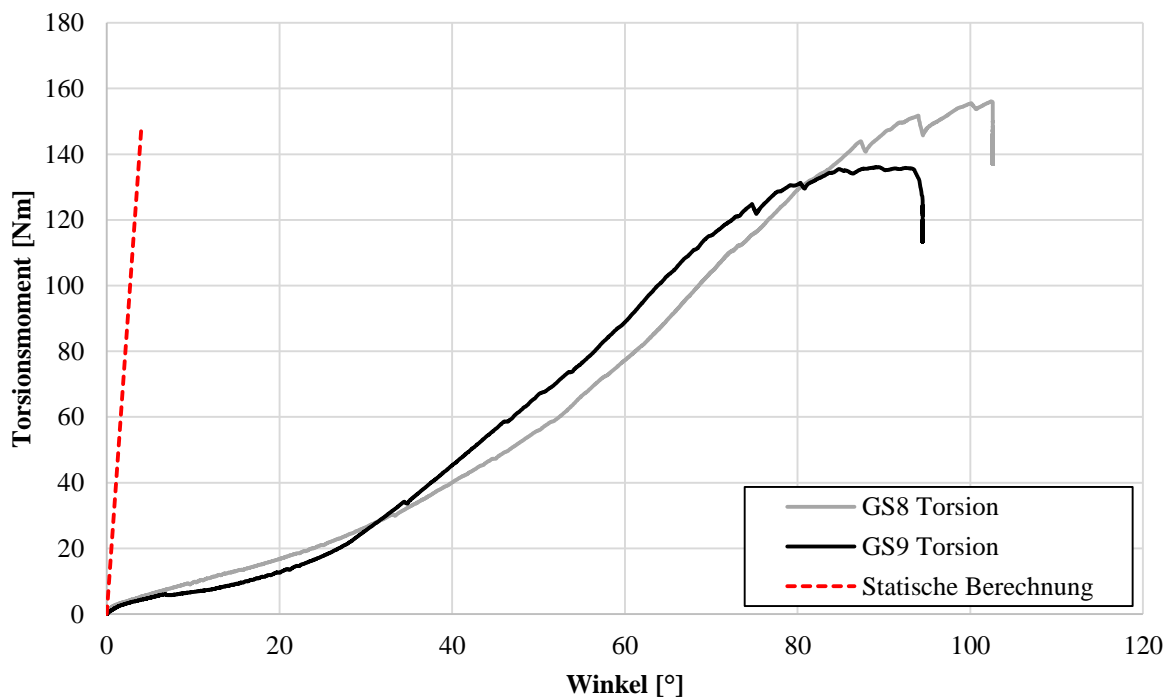


Abbildung 6.19: Ergebnisse der Torsionsprüfung des generischen Bauteils mit dem Ergebnis der statischen Simulation

So tritt das Erstversagen im Bereich nahe der Einspannung mit einer ähnlichen Charakteristik wie im Versuch auf. Im Versuch hat das Bauteil nahe der Einspannung und im Bereich der Senke nahezu zeitgleich versagt. Das Zweitversagen, welches am Rand nahe dem Sattelpunkt der Seitenfläche entsteht, wird ebenso dargestellt wie der letzte Versagensbereich an der oberen Kante der Senke. Im Bereich der Senke liegt der höchste CFI mit 1,02 vor und nahe der Einspannung liegen noch 0,95 an.

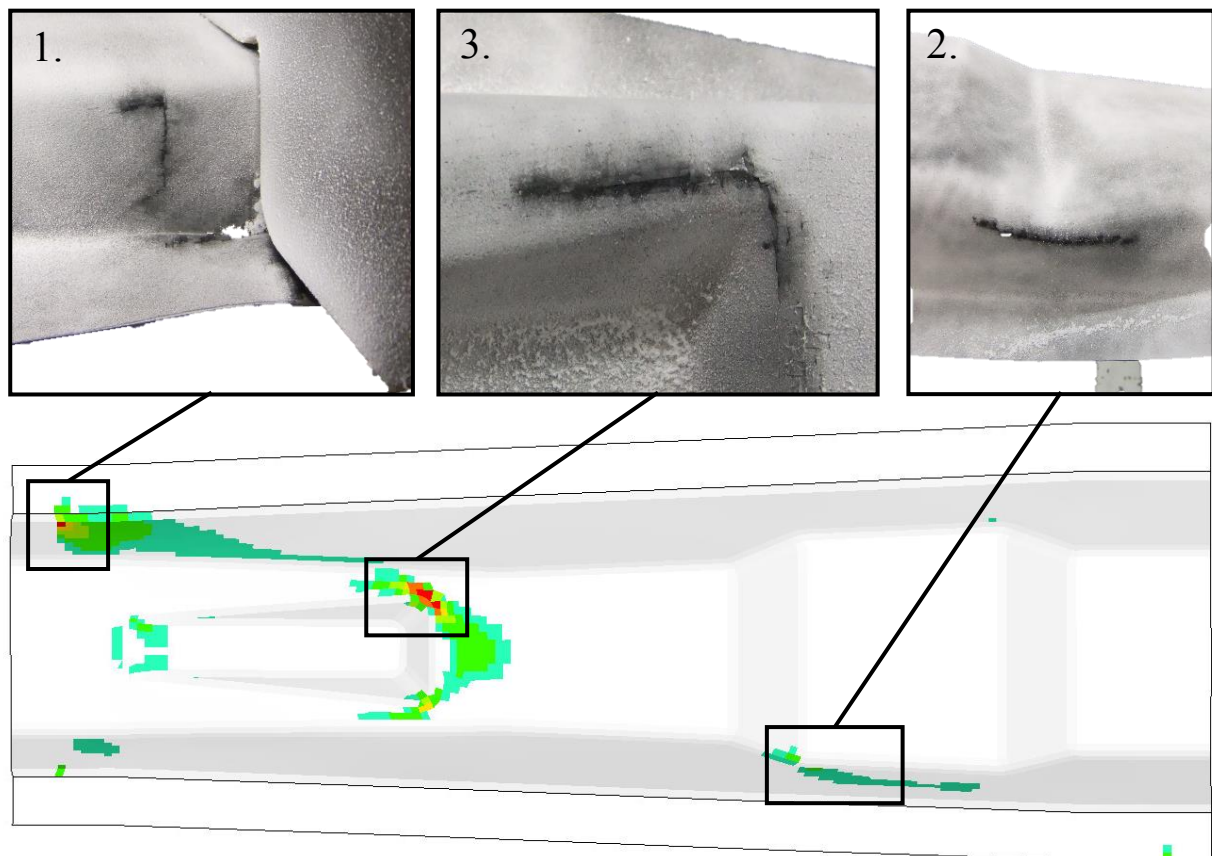


Abbildung 6.20: Versagen in der Simulation im Vergleich mit den Versuchsergebnissen. Gezeigt sind die Konturabbildung der Simulation (Abbildung unten) sowie die versagten Bereiche während der Torsionsversuche. Das Erstversagen nahe der Einspannung (Abbildung oben links), das Drittversagen im Bereich der Senke (Abbildung oben Mitte) und das Zweitversagen nahe dem Sattelbereich (Abbildung oben rechts)

Nehmen wir die gleichen Materialparameter mit prognostizierter Bauteildicke, ergibt sich ein CFI von 0,79, also eine Unterschätzung von 21 %. Somit ist die Bauteildicke bezogen auf Vorauslegung und deren Bewertung sehr sensitiv. Wie in Abbildung 6.21 gezeigt, steigt der CFI bei Reduzierung des FVG durch die Reduzierung der einzelnen Schichtdicken und somit die prognostizierte Laminatdicke. Die größte Abweichung bezogen auf den geringsten CFI erzielt dabei die unterste Linie mit einer idealen Faserdrapierung. Somit hat die Bauteildicke beim Torsionsversuch, anders als im 3-Punkt-Biegeversuch und in Abbildung 6.18 dargestellt, einen höheren Einfluss auf die Vorauslegung.

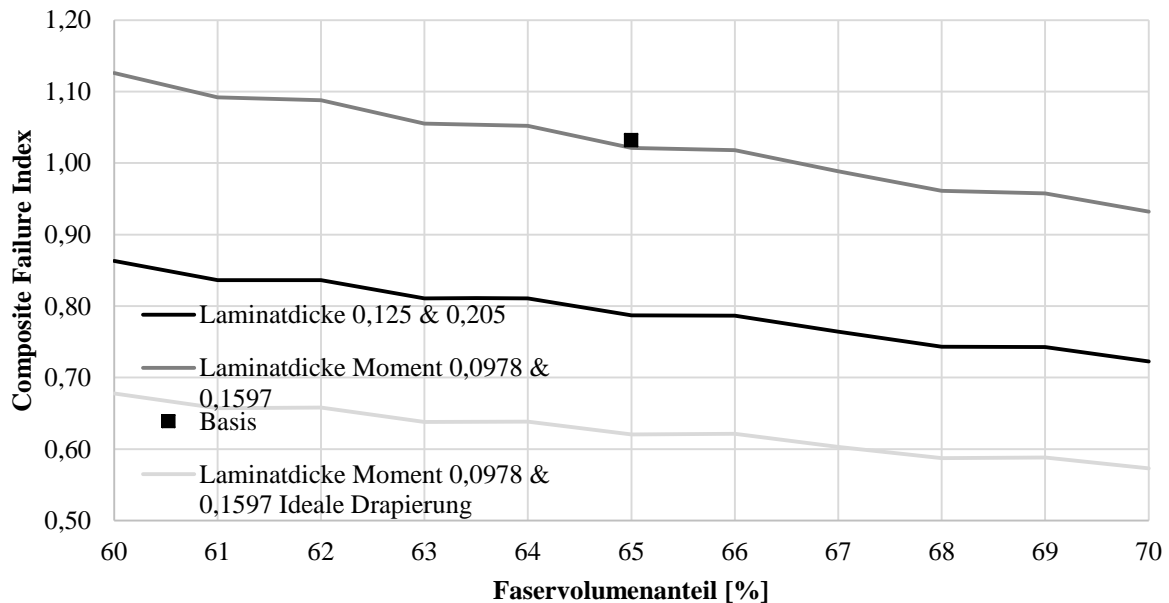


Abbildung 6.21: Abhängigkeit des Faservolumenanteils und des Composite Failure Index von der Laminatdicke

6.4. Anwendungsgrenzen

Die Anwendungsgrenzen liegen bei der hier geschilderten Vorgehensweise beim Versagensverhalten des Bauteils. Der Konstrukteur bekommt, wie in Abbildung 6.15 und Abbildung 6.20 dargestellt, die kritischen Stellen des Bauteils zwar korrekt angezeigt, jedoch ohne genauere Informationen bezüglich des Versagensverhaltens des Bauteils. Genau diese Information ist ausschlaggebend, um Gegenmaßnahmen einzuleiten und das Bauteil in Richtung Faserausnutzung zu optimieren, um die Vorteile dieses Materials bestmöglich der Versagensart und -höhe im Bauteil umzusetzen. Um ein Bauteil bis zur Serienreife zu entwickeln, ist dieser nachgelagerte Schritt der richtigen Analyse und Bewertung des Versagensverhaltens besonders wichtig und kann nicht mehr durch die statische Berechnung abgedeckt werden, sondern muss durch die dynamische Berechnung erfolgen. Aus diesem Grund werden zusätzlich alle für die dynamische Berechnung notwendigen Informationen dokumentiert und angegeben, um in einer Folgearbeit diese Thematik weiter zu vertiefen. Dessen ungeachtet lässt sich anhand der hier gezeigten Vorgehensweise zügig und mit recht wenig Aufwand entscheiden, ob ein Bauteil aus einem Faserverbundmaterial an einer vorgegebenen Stelle sinnvoll ist.

Des Weiteren können, wie im Torsionsversuch gezeigt, große Verschiebungen mit den hier gegebenen Versagenskriterien, ohne Lastumlagerung innerhalb des Laminats, anhand des Composite Failure Index (CFI) nicht korrekt bewertet werden.

In Zukunft müssen weitere Fertigungseinflüsse, wie beispielsweise die Einflüsse der Feuchtigkeit oder der Temperatur, berücksichtigt werden. Natürlich sollten zukünftig auch weitere Disziplinen, die bis jetzt noch nicht näher untersucht werden konnten, wie z. B. die Dauerhaltbarkeit, NVH (Noise, Vibration, Harshness; dt. „Geräusch, Vibration, Rauigkeit“), Materialermüdung, thermische Simulation und andere Teilgebiete, auf Ihr Potenzial hin geprüft werden. Dies ist besonders wichtig um Stück für Stück die Expertise für Faserverbundmaterialien und die Sicherheit für die Auslegung zu bekommen. Des Weiteren ist die aktuelle Vorgehensweise nur für endlosfaserverstärkte Bauteile mit einschaligen Formen anzuwenden, jedoch sind andere Fasertypen wie Glas-, Aramid- oder Naturfasern für diesen Prozess berechenbar.

6.5. Implementierungsmöglichkeit (FVK) in den bestehenden CAE Prozess

Während der gesamten Entstehung der Simulationskette wurde darauf geachtet, dass keine separate parallele Simulationskette für faserverstärkte Materialien entsteht, sondern die neu gepflegten Programme in der bestehenden Kette aufgehen. Auf diese Weise kann sichergestellt werden, dass der zukünftige Anwender dieser Simulationskette nur einige wenige Anwendungen, und nicht den Umgang mit einer Vielzahl von Programmen lernen muss. Die hier gezeigte und mehrfach genutzte Vorgehensweise geht, zumindest für die statische Berechnung, vollends in der aktuellen CAE-Prozesskette auf. Alle verwendeten Daten müssen nur ins System implementiert werden, um dann fehlerfrei von Programm zu Programm weitergegeben zu werden. Bei der dynamischen Berechnung stellen die Nichtlinearitäten, die meistens in Kurven hinterlegt sind, ein Problem dar, da diese nicht aus den gängigen CLT-Programmen exportiert werden können. Somit müssen diese Werte, falls nicht bereits in der Datenbank der nachgelagerten Software gespeichert, nachträglich ins Materialmodell gepflegt werden. Des Weiteren stellt das Abbilden des Versagenskriteriums in der dynamischen Berechnung noch ein recht großes Hindernis dar.

7. Beurteilung und Ausblick

Das Ziel dieser Arbeit besteht in erster Linie darin, eine Simulationskette für Faserverbundbauteile auf wissenschaftlicher Basis zu entwickeln und anzuwenden, mit der Vorgabe alle für die Simulation benötigten Parameter mit so wenig Aufwand wie möglich, aber so genau wie nötig, zumindest für eine erste Vorauslegung, bestimmen zu können. Wie von Long [42] bereits abgeleitet, ist der Entwicklungsprozess für Faserverbundbauteile komplex und multidisziplinär. Durch den erhöhten Programmeinsatz an den wichtigsten Schlüsselstellen, z. B. der Drapiersimulation oder bei der Identifizierung von Fertigungsproblemen, lässt sich dieser Prozess vereinfachen. Das ist, bis auf die Fertigung der Probenplatten und Bauteile, erfolgreich umgesetzt worden. So können alle Komponenten, die für eine Bauteilfertigung benötigt werden, mit ausreichender Genauigkeit ausgelegt und gefertigt werden. Es wurde gezeigt, dass auch mit geringem Aufwand solch komplexe Prozesse in Unternehmen etabliert werden können. Gerade durch die Beschleunigung der Prozessgeschwindigkeit, mit der die Bauteilentwicklung nun durchlaufen werden kann, und der verbesserten Kopplung von CAE mit CAD im Faserverbundumfeld sind Designiterationen und Designoptimierungen möglich. Zusätzlich werden in dieser Arbeit Möglichkeiten aufgezeigt, wie die Materialcharakterisierung an die Bedürfnisse angepasst zu ermitteln ist, ohne ein Großteil der notwendigen Präzision zu verlieren. Die geforderte Simulationskette verfügt über alle wichtigen Schnittstellen mit Exportmöglichkeiten zu den gängigen und in den meisten Unternehmen vorhandenen Programmen. Mit dieser Vorgehensweise laufen die Anwendungen stabil und robust und Bauteile können, je nach Komplexität und Lastfall, in teilweise wenigen Stunden berechnet werden. Laut Jeschke et al. [84] wird die zügige Weiterentwicklung im Faserverbundbereich, durch den noch immer recht geringen Grad der Prozessautomatisierung blockiert. Dadurch ergeben sich nicht konkurrenzfähige Zykluszeiten, eine geringe Reproduzierbarkeit und hohe Fertigungskosten. Die Folgen korrelieren direkt mit den für eine präzise Berechnung benötigten Eigenschaften, besonders bezogen auf die Robustheit des Fertigungsprozesses. Somit können mit steigender Automatisierung präzisere Aussagen getroffen werden. Da bereits intensiv am Fortschritt der sogenannten „Digitalen Fabrik“ [14] oder „Industrie 4.0“, womit Methoden und Werkzeuge zur digitalen Planung und Absicherung von Produktionsmethoden gemeint sind, gearbeitet wird, sind für eine noch stärkere Vernetzung aller Bereiche bereits alle Weichen gestellt.

Während der Entwicklung der in dieser Arbeit vorgestellten Methodik wurde diese bereits im Bereich der dynamischen Berechnung angewendet und weiterentwickelt. Außerdem

werden bereits erste Bauteile aus Naturfasern mit einem biogenen Harzsystem mitunter der Zuhilfenahme dieser Prozesskette berechnet. Weiterführend muss die Simulationskette für den Einsatz zur dynamischen Berechnung von Bauteilen verbessert werden, um deren Eigenschaften bis zum Crash besser prognostizieren zu können. Danach sollten Anpassungen vorgenommen werden, um mehrschalige geschlossene Formen besser berechnen zu können, wozu es allerdings dem Wechsel von einer geometrischen auf eine FE-basierte Drapiersimulation bedarf. Als Folge dieser Maßnahme wären Fertigungsverfahren mit kürzerer Taktzeit möglich und auch Bauteile mit thermoplastischer Matrix könnten simuliert werden. Dazu wurden bereits die beiden Programme Hyperform von Altair und PAM-Form von ESI näher betrachtet. Ein weiterer wichtiger Schritt wäre die Implementierung der bereits im Ansatz entwickelten Prozesse, um lang- oder kurzfaserverstärkte Bauteile auszulegen, gerade da sich kurzfasergespritzte Bauteile mit gerichteter Faserorientierung bereits in der Großserie verbreitet haben.

7.1. Bewertung der entwickelten Prozesse und Werkzeuge

Die im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Prozesse und Werkzeuge sind, wie in Abbildung 7.1 schematisch dargestellt, zu bewerten. Ausgenommen wird an dieser Stelle das CLT Programm. Das Zusammenspiel der Bauteilkonstruktion und der Drapiersimulation, integriert als Applikation im Konstruktionsprogramm, bietet bestmögliches Interagieren und ist somit vorteilhaft umgesetzt. Bauteiländerungen können damit sofort bewertet und die Faserorientierungen in den Lastpfad gelegt werden. Wie beim bisherigen traditionellen Vorgehen wird die Geometrie zum Präprozessor über bekannte Wege importiert und lediglich um einen zusätzlichen Schritt ergänzt: Dem Abbilden der Drapierinformationen auf das bereits vernetzte Bauteil. Durch den separaten Schritt des Vernetzens des Bauteils und späteren Mappen der Fibersim-Informationen können auch bereits für die klassische Stahlanwendung verwendete Netze nachträglich auf ihre Eignung bezüglich des Einsatzes von Faserverbundmaterialien hin überprüft werden. Da Gesamtfahrzeuge gerade im Karosseriebereich nur einmal aufgebaut werden, ist dies ein wichtiger Schritt um Ressourcen sparend und effizient zu arbeiten. So können die Modelle in gewohnter Softwareumgebung nach dem bestehenden Kriterienkatalog aufgebaut und ohne Einschränkungen weiterbearbeitet werden. Da bei einer Vielzahl der benötigten Berechnungen zwangsweise keine grafische Oberfläche benötigt wird, weil die Änderungen direkt in der Eingabedatei für den Solver geändert werden, ist es von Vorteil, dass das CLT-Programm die Informationen in

der Exportdatei direkt in dieser Form aufbereitet. Somit kann sich der Weg bei Anpassungen der Materialparameter über die grafische Oberfläche gespart und Veränderungen schneller umgesetzt werden. Durch die enge Integration der neuen Prozesse entlang der bestehenden Simulationskette können, wenn auch teilweise noch mit einem Mehraufwand verbunden, weiterhin die Daten für alle gängigen Solver wie Optistruct, LS-Dyna, Abaqus und Radioss, also unabhängig, ob statisch oder dynamisch betrachtet, aufbereitet werden. Das spätere Auswerten der Ergebnisse kann wie gewohnt anhand der gängigen Postprozessing-Programme erfolgen.

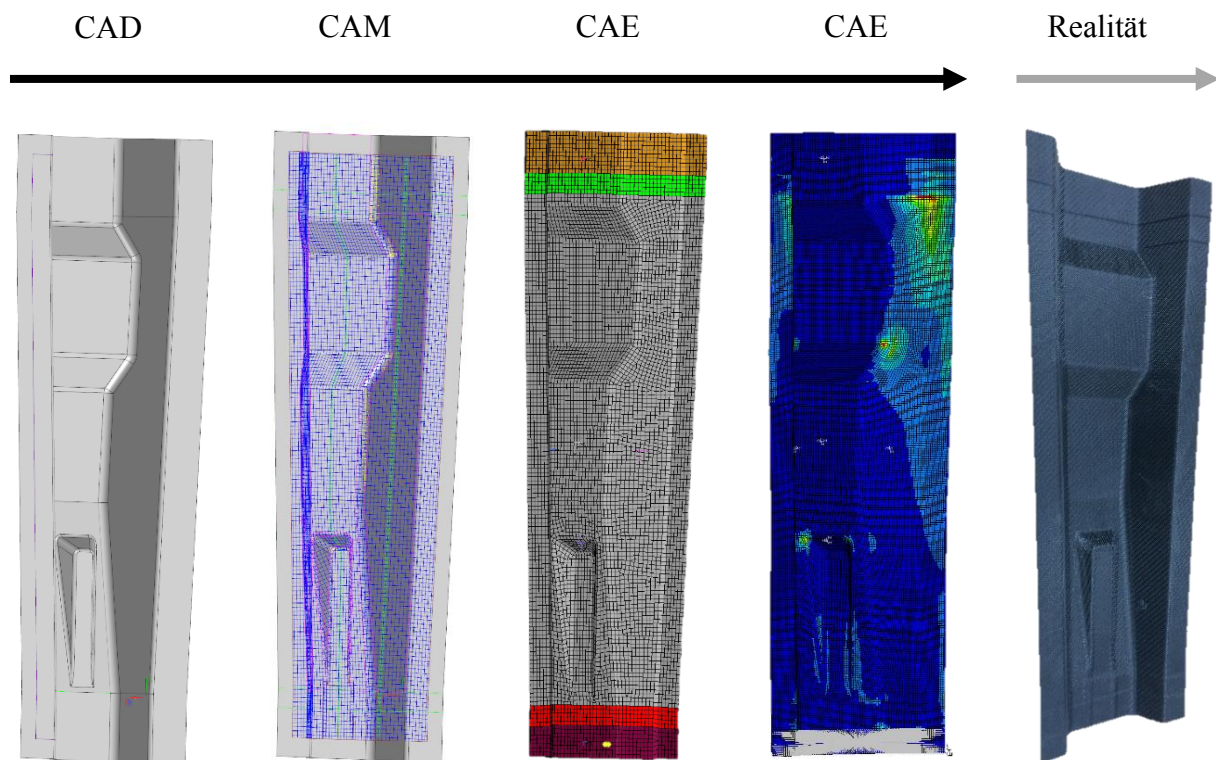


Abbildung 7.1: Schematische Darstellung des simulativen Entwicklungsprozesses

Abschließend kann gesagt werden, dass sich eine durchgängige Interaktion von Fertigung und Simulation in den Ergebnissen widerspiegelt. Gerade das Fertigen der Probenplatten im gleichen Prozess wie die späteren Bauteile, unter gleichen Bedingungen, führt zu einer sehr guten Übereinstimmung der Ergebnisse. So zeigte sich, dass möglichst eine zügige vereinfachte stichpunktartige Materialbewertung im Labor durchgeführt werden sollte, anstatt die Werte aus der Literatur zu beziehen oder direkt eine komplexe und komplette aufwendige Materialcharakterisierung durchzuführen. Um jedoch ein bestmögliches Ergebnis zu erzielen, sollten eigene Werte mit hoher Präzision geschaffen werden, um gute Ergebnisse in der Simulation zu ermöglichen und den Ausschöpfungsgrad hochzuhalten. Somit bildet die Materialcharakterisierung den Grundstein, auf dem die Simulation aufbaut. Schlussendlich ist

es hilfreich die Validierung, nicht nur die Verifikation, wie bereits von *Lindemann* [33] formuliert, kontinuierlich und von Anfang an über die Entwicklung hinweg systematisch durchzuführen. Dazu gehört das Aufbereiten von Erkenntnissen genauso wie die Dokumentation, um mit deren Hilfe den bisher gelebten Entwicklungsprozess systematisch zu verbessern.

7.2. Bewertung der Qualität der Vorhersage der Simulation

Im Bereich der statischen Berechnung ist die Qualität der Vorhersage der Simulation, gerade bezogen auf die Schnelligkeit des Prozesses, sehr hoch. Es werden die kritischen Bereiche des Bauteils mit einer ausreichenden Präzision und guter Näherung der Höhe der Versagenskräfte vorhergesagt. Bei hoher Verformung der zu berechnenden Komponenten, welches selten gewünscht ist, sind die angezeigten Verschiebungen mit Vorsicht zu bewerten.

7.3. Recycling, Wirtschaftlichkeit, Life-Cycle Betrachtung, Naturfasern & Thermoplaste

Aufgrund des hochenergetischen Herstellungsprozesses von Kohlenstofffasern und bei steigendem Anteil an Kohlefaserbauteilen stehen die Recyclingeigenschaften weiterhin im Fokus der Wissenschaft, um dieses Material so nachhaltig und ökologisch wie möglich einzusetzen. Aufgeschlüsselt in die Einzelkomponenten bestehen Faserverbundbauteile nur aus zwei unterschiedlichen Materialien, die es voneinander zu trennen gilt, nämlich die Matrix von der Faser. In Wirklichkeit sind der notwendige Grad und die Komplexität des Recyclingverfahrens abhängig von vielen Faktoren, die *Flemming* [1] für Faserverbunde in fünf folgende Produktions-Abfallgruppen unterteilt.

- Halbzeugabschnitte
- Hilfsmaterialabfälle
- Bauteilabschnitte
- Ausschussbauteile
- Bauteile nach Gebrauch

So müssen beispielsweise Hilfsstoffe, beim Autoklavverfahren z. B. Dichtbänder, Folien und Vliese, die zur Bauteilfertigung benötigt werden, in den Prozess integriert und dem Recyclingprozess zugeführt werden. Wird von Recycling von Faserverbundbauteilen mit

duroplastischer Matrix gesprochen, ist häufig eine Zerkleinerung des Bauteils zu Füllstoff gemeint, der später bei der Fertigung wieder dem Prozess zugeführt werden kann [12]. Allerdings gibt es mittlerweile dank schonender Pyrolyseverfahren die Möglichkeit ausgehärtetes sowie unausgehärtetes Prepregmaterial zu Kohlenstofffaservliesen weiterzuverarbeiten. Dazu werden Kohlenstofffaserreste jeglicher Art sortiert, zerkleinert und thermisch so behandelt, dass die kostenintensiven Fasern vollständig zurückgewonnen werden. Anschließend folgt die Weiterverarbeitung oder Veredelung zu Halbzeugen, wie etwa rieselfähige Kurzfasern, Stapellangfasern oder einem Carbonvlies“ [85].

Im Automobilbau, wo seit der EU-Richtlinie 2000/53/EG des Europäischen Parlaments die stoffliche Verwertung von Altfahrzeugen mit Wiederverwertungsraten bis zum Jahr 2015 von 95 % gesetzlich geregelt ist [86], muss auf den Einsatz recyclingfähiger Werkstoffe geachtet werden, gerade da bedingt durch das Leichtbaupotenzial ein positiver Effekt in Bezug auf die stark verschärften CO₂-Gesetze erzielt werden kann. Häufig wird den Thermoplasten gegenüber den Duroplasten eine bessere Recyclbarkeit zugesagt, wobei es für beide Harzsysteme EU-konforme Recyclingprozesse gibt. Der Hauptgrund für den aktuellen Trend Richtung Thermoplast liegt laut *Osborne* [87] am schnelleren Fertigungsprozess, da sie im Gegensatz zu den Duromeren keine Härtingsreaktion im Autoklav durchlaufen müssen und eine höhere Impacttoleranz, aufgrund der hohen Bruchdehnung, aufweisen [23]. Laut *Flemming* [20] sind darüber hinaus „die Prozesse und Prozesszyklen nicht von der chemischen Reaktion der Polymere bzw. Präpolymere abhängig wie die Duroplaste“. Das Werkstoffrecycling für thermoplastische Matrices ist laut *Schürmann* [26] vollständig möglich und besteht aus dem Heruntermahlen und somit Einkürzen der Faserlänge zwischen den Recyclingschritten, bis der Spritzguss als Verarbeitungsverfahren mit einer Faserlänge von 1 mm die beste Möglichkeit darstellt.

Zusammengefasst steht die Wirtschaftlichkeit allerdings immer im Vordergrund. So werden laut *Friedrich* [3] die Mehrkosten der Leichtbaumaßnahme immer als Aufwand auf die Herstellkosten eingesetzt, woraus sich die Amortisierungszeiträume berechnen lassen, die schlussendlich über eine Umsetzung der Maßnahme entscheiden. Im Bereich der Berechnung lassen sich die Herstellkosten pro Bauteil am schnellsten durch die Wahl des richtigen Werkstoffs und vor allem durch deren verwendete Materialmenge reduzieren. So ist es zum Wohl der Wirtschaftlichkeit wichtig gegebenenfalls benachbarte Komponenten in die Analyse mit einzubeziehen sowie die Option der Materialmischung nicht direkt zu vernachlässigen, da gerade die Automobilindustrie für die Mischbauweise steht. Mit Bezug auf diese Arbeit kann

gesagt werden, dass durch eine robuste und schnelle Simulationsprozedur nicht nur Entwicklungs-, sondern auch massiv Materialkosten gespart werden können, was sich positiv auf die Wirtschaftlichkeit auswirkt. Ein guter Konstrukteur hat deshalb stets die Kosten pro Bauteil im Blick.

Literaturverzeichnis

- [1] M. Flemming und S. Roth, Faserverbundbauweisen Eigenschaften: mechanische, konstruktive, thermische, elektrische, ökologische, wirtschaftliche Aspekte, Heidelberg: Springer-Verlag, 2003, pp. 31, 224, 413, 430.
- [2] G. N. Georgano, A History of Sports Cars, New York: E. P. Dutton & Co, 1970, p. 270.
- [3] H. E. Friedrich, Leichtbau in der Fahrzeugtechnik, Wiesbaden: Springer Vieweg, 2013, pp. 105, 107.
- [4] M. J. Turner, R. W. Clough, H. C. Martin und L. J. Topp, „Stiffness and deflection analysis of complex structures,“ *Journal of the Aeronautical Science*, September 1956.
- [5] B. Klein, FEM - Grundlagen und Anwendungen der Finite-Element-Methode im Maschinen- und Fahrzeugbau, Wiesbaden: Springer Vieweg, 2015, p. 41.
- [6] H. G. Haldenwanger, Hochleistungs-Faserverbundwerkstoffe im Automobilbau. Entwicklung, Berechnung, Prüfung, Einsatz von Bauteilen, Düsseldorf: VDI Verlag GmbH, 1993.
- [7] K. Barthel, S. Böhler-Baedeker, R. Bormann, J. Dispan, P. Fink, T. Koska, H.-R. Meißner und F. Pronold, „Zukunft der deutschen : Herausforderungen und Perspektiven,“ Abteilung Wirtschafts- und Sozialpolitik der Friedrich-Ebert-Stiftung, Bonn, 2010.
- [8] P. Mittendorf und K. Drechsler, „New Composite Technologies for Automotive Applications,“ in *3rd International IQPC*, 2012.
- [9] VDI Richtlinie 2014, *Entwicklung von Bauteilen aus Faser-Kunststoff-Verbund Berechnungen*, Düsseldorf: Verein Deutscher Ingenieure, 2006.
- [10] M. J. Hinton, A. S. Kaddour und P. S. Soden, Failure Criteria in Fibre Reinforced Polymer Composites : The World-Wide Failure Exercise, Elsevier Ltd, 2004.
- [11] P. D. Soden, A. S. Kaddour und M. J. Hinton, „Recommendations for designers and researchers resulting from the world-wide failure exercise,“ *Composites Science and Technology* 64, pp. 589-604, 2004.
- [12] K. G. Durst, Beitrag zur systematischen Bewertung der Eignung anisotroper Faserverbundwerkstoffe im Fahrzeugbau, Stuttgart: Cuvillier Verlag, 2008.
- [13] M. Meywerk, CAE-Methoden in der Fahrzeugtechnik, Heidelberg: Springer-Verlag, 2007, p. 9.

- [14] R. S. M. Eigner, Product Lifecycle Management: Ein Leitfaden für das Product Development und Life Cycle Management, Heidelberg: Springer-Verlag, 2009, p. 53.
- [15] R. Steinbuch, Finite Elemente - Ein Einstieg, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 1998, p. 28.
- [16] P. Fröhlich, FEM-Anwendungspraxis: Einstieg in die Finite Element Analyse, Wiesbaden: Springer-Verlag, 2015, p. 69.
- [17] S. Vajna, CAX für Ingenieure: Eine Praxisbezogene Einführung (2. Auflage), Heidelberg: Springer Verlag, 2007, p. 416.
- [18] C. A. Ehinger, „Automatisierte Montage von Faserverbund-Vorformlingen,“ Herbert Utz Verlag, München, 2013.
- [19] M. Flemming, G. Ziegmann und S. Roth, Faserverbundbauweisen: Halbzeuge und Bauweisen, Berlin Heidelberg: Springer, 1996.
- [20] M. Flemming, G. Ziegmann und S. Roth, Faserverbundbauweisen: Fasern und Matrices, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 1995, p. 243.
- [21] H.-H. Braess und U. Seiffert, Vieweg Handbuch Kraftfahrzeugtechnik, München: Vieweg + Teubner Verlag, 2011, p. 829.
- [22] C. Hopmann und W. Michaeli, Einführung in die Kunststoffverarbeitung, München: Carl Hanser Verlag, 2017, p. 203.
- [23] H.-P. Zepf, C. Baron, H. Börger, U. P. Breuer, B. Hinz, G. Kempe, A. Lücke, M. Ostgathe, K. H. Sprenger und G. Ziegmann, Faserverbundwerkstoffe mit thermoplastischer Matrix: Hochleistungswerkstoffe für rationelle Verarbeitung, Renningen-Malmsheim: Expert Verlag, 1997, p. 197.
- [24] H. Lengsfeld, F. Wolfss-Fabris, J. Krämer, J. Lacelle und V. Altstädt, Faserverbundwerkstoffe: Prepregs und ihre Verarbeitung, München: Carl Hanser Verlag, 2015, pp. 46, 61, 119.
- [25] R. Teschner, Glasfasern, Würzburg: Springer Vieweg, 2013, p. 190.
- [26] H. Schürmann, Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden, Heidelberg: Springer, 2005, pp. 41, 130, 146, 187, 442.
- [27] J. W. D. Callister und D. G. Rethwisch, Materialwissenschaften und Werkstofftechnik: Eine Einführung, Weinheim: WILEY-VCH Verlag, 2011, p. 595.
- [28] P. Eyerer, T. Hirth und P. Elsner, Polymer Engineering: Technologien und Praxis, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2008, pp. 6-11.

- [29] B. Fein, Kunststoffdatenblätter Spritzgießen, Berlin: Beuth Verlag, 2016, p. 1.
- [30] M. Flemming, G. Ziegmann und S. Roth, Faserverbundbauweisen: Fertigungsverfahren mit duroplastischer Matrix, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 1999, p. 20.
- [31] P. D.-I. G. Ziegmann, „KÜNFTIGE MÖGLICHKEITEN SCHNELLER LCM-PROZESSE: MATERIALIEN, KENNWERTE UND PROZESSE,“ 2011. [Online]. Available:
https://www.dlr.de/fa/Portaldata/17/Resources/dokumente/institut/wissenschaftstag_2011/DLR_Wissenschaftstag2011_Kuenftige_Moeglichkeiten_schneller_LCM_Prozesse_TUClausthal_Ziegmann.pdf. [Zugriff am 2019].
- [32] A. Trautmann, J. Meyer und S. Herpertz, Rationelle Energienutzung in der Kunststoff verarbeitenden Industrie, Wiesbaden: Vieweg Verlag, 2002, p. 66.
- [33] U. Lindemann, Handbuch Produktentwicklung, München: Carl Hanser Verlag, 2016, pp. 542, 887.
- [34] C. Cherif, Textile Werkstoffe für den Leichtbau: Techniken - Verfahren - Materialien - Eigenschaften, Heidelberg: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2011, pp. 390, 574.
- [35] P. Boisse, Simulation of Composite Reinforcement Forming, Polona Dobnik Dubrovski: InTech, 2010, p. 392.
- [36] A. Willems, „Forming simulation of textile reinforced composite shell structures,“ Heverlee, 2008.
- [37] A. Puck, Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten: Modelle für die Praxis, München Wien: Carl Hanser Verlag, 1996.
- [38] AVK - Industrievereinigung Verstärkter Kunststoffe e.V., Handbuch Faserverbundkunststoffe / Composites, Wiesbaden: Springer Vieweg, 2014, pp. 298, 513.
- [39] R. B. Ramgulam und P. Potluri, „Approximate analysis of forming forces in woven preform,“ *International Journal of Material Forming*, Bd. 3, Nr. 2, pp. 1183-1188, 2010.
- [40] D. F. Liebau, J. M. van Campen, T. Sommer-Dittrich und P. Middendorf, *Prozessspezifischer Benchmark eines kinematischen und FE basierten Drapieralgorithmus und deren Integration in die CAx-Prozesskette für FVK, NAFEMS*, 2013, pp. 60-71.

- [41] B. T. Aström, *Manufacturing of Polymer Composites*, 2nd Edition Hrsg., Nelson Thornes Ltd, 2002, pp. 4-11.
- [42] A. C. Long, *Composite forming technologies*, Abington Hall: Woodhead Publishing Limited, 2007, p. 293.
- [43] J. Wang, R. Paton und J. Page, „The draping of woven fabric preforms and prepregs for production of polymer composite components,“ *Composites Part A: applied science and manufacturing*, pp. 757-765, 16 Oktober 1998.
- [44] K. Hörsting, *Rationalisierung der Fertigung langfaserverstärkter Verbundwerkstoffe durch den Einsatz multiaxialer Gelege*, RWTH Aachen: Shaker Verlag, 1994.
- [45] E. Lamers, S. Wijskamp und R. Akkerman, „Modelling of fabric draping: Finite elements versus a geometrical method,“ in *4th ESAFORM Conference on Material Forming*, Liege, 2001.
- [46] DIN EN 2565, *Luft- und Raumfahrt - Herstellung von Prüfplatten*, DIN EN, 2016.
- [47] DIN EN 3783, *Luft- und Raumfahrt - Faserverbundwerkstoffe - Normierung von faserabhängigen mechanischen Eigenschaften*, 2013.
- [48] DIN 7957, *Beschlagteile; Gerolltes Tischband*, 1983-03.
- [49] ASTM D6671, *ASTM D6671: Standard Test Method for Mixed Mode I-Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites*, 2004.
- [50] A. Koplev, A. Lystrup und T. Vorm, „The Cutting Process, Chips and Cutting Forces in Machining CFRP,“ *Composites 14*, Nr. 4, pp. 371-376, 1983.
- [51] DIN EN ISO 14126, *Faserverstärkte Kunststoffe - Bestimmung der Druckeigenschaften in der Laminebene*, 2000-12.
- [52] A. Bleier, *Prüfverfahren zur Ermittlung exakter Werkstoffkennwerte einer unidirektionalen Schicht unter Berücksichtigung physikalischer Nichtlinearitäten*, Aachen: Shaker Verlag, 2012.
- [53] ASTM D3039, *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*, 2017.
- [54] J. Halpin, „Effects of environmental factors on composite materials,“ *Air force technical report AFML-TR-67-423*, Nr. Wright Patterson Air Force Base, 1969.
- [55] R. Smith, „Ultrasonic Elastic Constant of Carbon Fibers and Their Composites,“ *Journal of Applied Physics 43*, Nr. 6, pp. 2555-2561, 1972.
- [56] DIN SPEC 4885, *Faserverstärkte Kunststoffe - Schubversuch mittels Schubrahmen*

zur Ermittlung der Schubspannungs-/Schubverformungskurve und des Schubmoduls in der Lagenebene, 2014-01.

- [57] A. Shindo, „Polyacrylonitrile (PAN)-based Carbon Fibers. In: Kelly, A. (Hrsg.) ; Zweiben, C. (Hrsg.),“ *Comprehensive Composite Materials - Volume 1 : Fiber reinforcements and general theory of composites.* , Elsevier Science Ltd, 2000.
- [58] IASB: Handbuch Strukturberechnung 37153-01-Kohlefaserverstärkte Kunststoffe, „Industrieausschuss Strukturberechnungsunterlagen des Luftfahrttechnischen Handbuchs.,“ 2009 - Forschungsbericht.
- [59] DIN EN ISO 527-5, *Kunststoffe - Bestimmung der Zugeigenschaften für unidirektionale faserverstärkte Kunststoffverbundwerkstoffe*, 2010-01.
- [60] R. Basan, „Untersuchung der intralaminaren Schubeigenschaften von Faserverbundwerkstoffen mit Epoxidharzmatrix unter Berücksichtigung nichtlinearer Effekte,“ BAM Bundesanstalt für Materialforschung und -prüfung, Berlin, 2011.
- [61] DIN EN ISO 14129, *Faserverstärkte Kunststoffe - Zugversuch an 45°-Laminaten zur Bestimmung der Schubspannungs/Schubverformungs-Kurve des Schubmoduls in der Lagenebene*, DIN EN ISO, 1997.
- [62] C. Balzani, W. Wagner, D. Wilckens, R. Degenhardt, S. Büsing und H.-G. Reimerdes, „Adhesive joints in composite laminates—A combined numerical/experimental estimate of critical energy release rates,“ *International Journal of Adhesion & Adhesives* 32, pp. 23-38, 2012.
- [63] DIN 65563, *Faserverstärkte Kunststoffe - Bestimmung der interlaminaren Energiefreisetzungsrates*, Deutsche Norm, 1992.
- [64] DIN EN 6033, *Kohlenfaserverstärkte Kunststoffe - Bestimmung der interlaminaren Energiefreisetzungsrates Mode I, GIC*, Deutsche Norm, 1996.
- [65] ASTM D5528, *Bestimmung der interlaminaren Bruchzähigkeit Modus I von unidirektionalen faserverstärkten Schichtstoffen mit Polymermatrix*, 2013.
- [66] DIN EN 6034, *Luft- und Raumfahrt - Kohlenstofffaserverstärkte Kunststoffe - Prüfverfahren - Bestimmung der interlaminaren Energiefreisetzungsrates, Mode II - G[IIC]*, 2016-02.
- [67] ASTM D790, *Standard Test Method for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials*, 2017.
- [68] DIN EN 2564, *Luft- und Raumfahrt - Kunststofffaser-Lamine - Bestimmung der*

- Faser-, Harz- und Porenanteile*, 1998-08.
- [69] DIN EN ISO 11358, *Kunststoffe - Thermogravimetrie (TG) von Polymeren - Allgemeine Grundlagen*, DIN EN ISO, 1997.
- [70] DIN, *Luft- und Raumfahrt; Unidirektionalgelege-Prepreg aus Kohlenstofffasern und Epoxidharz; Technische Lieferbedingungen*, DIN, 1991.
- [71] S. Roth und C. Seyffert, „Kurzqualifikation; Dornier GmbH Berichtsnummer SK50,“ 1987.
- [72] F. v. d. Weeen, „Algorithms for Draping Fabrics on Doubly-Curved Surfaces,“ *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Nr. 31, pp. 1415-1426, 1991.
- [73] L. Girdauskaite, Lokale Strukturfixierung im Preformherstellungsprozess für komplex gekrümmte Faserkunststoffverbundbauteile, Technische Universität Dresden: Fakultät Maschinenwesen, 2011.
- [74] T. Ullmann und R. Jammali, „Einsatz der Röntgen-Computertomographie zur Untersuchung von Faserverbundstrukturen in der Luft- und Raumfahrt,“ in *16. Seminar - Aktuelle Fragen der Durchstrahlungsprüfung und des Strahlenschutzes*, Deutsche Gesellschaft für Zerstörungsfreie Prüfung e.V., Stuttgart, 2014.
- [75] P. Boisse, B. Zouari und A. Gasser, „A mesoscopic approach for the simulation of woven fibre composite forming,“ *Composites Science and Technology* 65, pp. 429-436, 6 September 2005.
- [76] J. Klintworth und O. Guillermin, „Integrated Design, Analysis and Manufacturing of Composite Structures,“ in *32nd International SAMPE Technical Conference*, Boston, 2000.
- [77] S. Krzywinski, „Verbindung von Design und Konstruktion in der textilen Konfektion unter Anwendung von CAE,“ in *Maschinenwesen Bd. 19*, Dresden, TUDpress, 2005.
- [78] S. Hancock und K. Potter, „Inverse drape modelling—an investigation of the set of shapes that can be formed from continuous aligned woven fibre reinforcements,“ *Composites: applied science and manufacturing*, Bd. Part A, Nr. 36, pp. 947-953, 2005.
- [79] H. W. Bergmann, *Konstruktionsgrundlagen für Faserverbundbauteil*, Berlin: Springer-Verlag, 1992, p. 262.
- [80] M. Wagner, *Lineare und nichtlineare FEM: Eine Einführung mit Anwendungen in*

- der Umformsimulation mit LS-Dyna, Wiesbaden: Springer Vieweg, 2017, p. 262.
- [81] M. Trzesniowski, Rennwagenteknik: Grundlagen, Konstruktion, Komponenten, Systeme, 1 Hrsg., Wiesbaden: Vieweg+Teubner, 2008, pp. 899-900.
- [82] H. P. Degischer und S. Lüftl, Leichtbau: Prinzipien, Werkstoffauswahl und Fertigungsvarianten, Weinheim: Wiley-VCH Verlag, 2009.
- [83] R. U. Guide, „Altair Hyperworks,“ 2017. [Online]. Available: www.altairhyperworks.com.
- [84] S. Jeschke, I. Isenhardt, F. Hees und K. Henning, Automation, Communication and Cybernetics in Science and Engineering 2015/2016, Aachen: Springer International Publishing Switzerland, 2016, pp. 1141-1152.
- [85] „Industrie-Club Ressourceneffizienz,“ CFK Valley Stade Recycling GmbH & Co. KG, [Online]. Available: <https://www.ressourceneffizienz-club.de/club/club-mitglieder/cfk-recycling/?L=0>. [Zugriff am 10.11.2017].
- [86] *Richtlinie 2000/53/EG des Europäischen Parlaments und des Rates über Altfahrzeuge*, Europäische Union, 2000, p. 5.
- [87] J. Osborne, „Automotive composites – in touch with lighter and more flexible solutions,“ *REINFORCED plastics*, pp. 20-24, März/April 2013.
- [88] „In situ fibre fracture measurement in carbon–epoxy laminates using high resolution computed tomography,“ in *Composites Science and Technology* 71, Elsevier, 2011, pp. 1471-1477.
- [89] A. Vautrin und H. Sol, Mechanical Identification of Composites, Barking: Elsevier Science Publishers LTD, 1990.
- [90] DIN EN ISO 1172, *Textilglasverstärkte Kunststoffe - Prepregs, Formmassen und Laminate - Bestimmung des Textil- und Mineralfüllstoffgehalts*, Deutsche Norm, 1998.

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1.1: Darstellung des Technologietransfers zwischen Forschung und Vorausbildung in mehreren Bereichen.	4
Abbildung 1.2: Kommunikation im CAx Umfeld [13].	5
Abbildung 1.3: Übersicht der statischen CAE Simulationskette mit Fokus auf die FEM bei der Adam Opel AG.	7
Abbildung 1.4: Finite-Element-Typen [13].	9

Abbildung 1.5: Übersicht der verwendeten CAE-Programme und deren gängiges Dateiformat.	12
Abbildung 1.6: Schematische Darstellung einer Fertigung von Kohlenstofffasern aus Polyacrylnitril (PAN).	15
Abbildung 1.7: Schematische Darstellung verschiedener Webstile [24].	16
Abbildung 1.8: Strukturschema verschiedener Kunststoffgruppen [28].	18
Abbildung 1.9: Überblick der verschiedenen Herstellungsverfahren.	19
Abbildung 1.10: Prinzipskizze einer Anlage zur Herstellung von duroplastischen Prepregs [26].	20
Abbildung 1.11: Übersicht der Arbeitsschwerpunkte dieser Thesis.	21
Abbildung 1.12: Testpyramide zur kontinuierlichen Eignungsprüfung eines Verbundmaterials [32]	22
Abbildung 2.1: Themenübersicht von Kapitel 2.	25
Abbildung 2.2: Erhöhung der Komplexität durch Erhöhung des Detaillierungsgrads bei der Faserverbundberechnung [34].	26
Abbildung 2.3: Materialverhalten bei der Materialcharakterisierung.	27
Abbildung 2.4: ZfB-Bruchkörper für den ebenen Spannungszustand. Zusätzlich sind die Bruchflächen für FB eingetragen (Abbildung links) [26]; σ_2, τ_{21} - Bruchkurven für $\sigma_1 = 0$ mit Bereichsgrenzen (Abbildung rechts) [1].	28
Abbildung 2.5: Darstellung des Bolzen-Netz Modells [42].	34
Abbildung 2.6: Verformungsverhalten eines klassisch orthotropen Laminats. Dehnung infolge N_x (Abbildung links); Biegung infolge M_x (Abbildung rechts).	39
Abbildung 2.7: Abbildung des Eingabefensters für die Materialparameter der MAT8-Karte in Altair Hypermesh.	41
Abbildung 2.8: Übersicht der Simulationskette für die statische und dynamische Berechnung mit den bei der Adam Opel AG häufig verwendeten Programmen.	42
Abbildung 2.9: Gegenüberstellung der Versagenskriterien die von Hypermesh unterstützt werden. Kriterium nach Hoffmann (Abbildung oben links), bezogen auf die Dehnung (Abbildung oben rechts), nach Hill (Abbildung unten links) und nach Tsai-Wu (Abbildung unten rechts) werden dargestellt.	45
Abbildung 2.10: Aktueller Simulationsprozess für statische und dynamische Strukturberechnung inklusive des Drapierprogramms Fibersim.	47
Abbildung 2.11: Erzeugung und bearbeitung der CAD-Daten innerhalb des CAD Programms NX.	48
Abbildung 3.1: Themenübersicht von Kapitel 3	50
Abbildung 3.2: Übersicht der Möglichkeiten zur Bestimmung der Ingenieurskonstanten	55

Abbildung 3.3: Darstellung einer 500x500x3 mm großen Probenplatte eines 2x2 Körper Prepreg Materials und der Einteilung dieser in kleinere Segmente zur Probenextraktion für die unterschiedlichen Prüfungen und Normen	60
Abbildung 3.4: Schliffbilder einer UD-Probenplatte in Dickenrichtung mit einer maximalen Auflösung des CT von 10 Mikrometer	62
Abbildung 3.5: Schliffbild einer unidirektionalen 3 mm dicken Materialprobe (Darstellung mit erhöhtem Bildkontrast)	62
Abbildung 3.6: Probenpräparation von GIC und MMB	64
Abbildung 3.7: Detailaufnahme des Probekörpers mit Extraktion mittels Probensäge mit 1,93-facher Vergrößerung (Abbildung links); Betrachtung der Probe mit 4,09-facher Vergrößerung unter einem Mikroskop (Abbildung rechts)	66
Abbildung 3.8: Detailaufnahme des Probekörpers mit Extraktion mittels Wasserstrahlschneiden mit 0,916-facher Vergrößerung (Abbildung links); Betrachtung der Probe mit 4,09-facher Vergrößerung unter einem Mikroskop (Abbildung rechts)	67
Abbildung 3.9: Detailaufnahme des Probekörpers mit Extraktion mittels Stahlfräser mit 1,93-facher Vergrößerung (Abbildung links); Betrachtung der Probe mit 4,72-facher Vergrößerung unter einem Mikroskop (Abbildung rechts)	67
Abbildung 3.10: Ergebnis der Fräsuntersuchung mit vier verschiedenen Fräsern. Angefangen mit einem VHM-Router (1; Abbildung oben rechts), gefolgt von einem PKD-Fräser (2; oben links), und zwei weiteren unterschiedlichen VHM-Routern (3; unten links und 4; unten rechts)	69
Abbildung 3.11: Ergebnisse zur Bestimmung der Elastizitätsmoduln in Faser-Längs-Richtung des Gelege-Halbzeugs	71
Abbildung 3.12: Ergebnisse zur Bestimmung der Elastizitätsmoduln in Faser-Längs-Richtung des Gewebe-Halbzeugs	71
Abbildung 3.13: Ergebnisse zur Bestimmung der Elastizitätsmoduln in Faser-Quer-Richtung des Gelege-Halbzeugs	74
Abbildung 3.14: Ergebnisse zur Bestimmung der Elastizitätsmoduln in Faser-Quer-Richtung des Gewebe-Halbzeugs	75
Abbildung 3.15: Probekörper im Ausgangszustand vor der Prüfung (Abbildung links). Probekörper im Schubrahmen nach der Prüfung (Abbildung rechts)	76
Abbildung 3.16: Ergebnisse zur Bestimmung des Quer-Längs-Schubmodul des Gelege-Halbzeugs	77
Abbildung 3.17: Ergebnisse zur Bestimmung des Quer-Längs-Schubmodul des Gelege-Halbzeugs	78

Abbildung 3.18: Zugprobe mit applizierten Dehnungsmessstreifen (Abbildung links), Zugprobe mit optischen Längenänderungsaufnehmern (Abbildung rechts) [Quelle: zwick.de]	79
Abbildung 3.19: Darstellung der ermittelten Quer-Längs-Querkontraktionszahl $\nu_{\perp }$ für Gelege- (Abbildung links) und Gewebe-Material (Abbildung rechts)	80
Abbildung 3.20: Optisches Messverfahren, Transversale gegenüber longitudinaler Dehnung	80
Abbildung 3.21: Gegenüberstellung verschiedener Möglichkeiten zur Bestimmung der Faser- Längs-Festigkeiten des Gelege-Halbzeugs	82
Abbildung 3.22: Gegenüberstellung verschiedener Möglichkeiten zur Bestimmung der Faser- Längs-Festigkeit von Kohle-Faser-Gewebe-Prepreg	83
Abbildung 3.23: Ergebnisse der Faser-Quer-Zug-Festigkeit des Gelege-Halbzeugs bestimmt an zwei unterschiedlichen Prüforten	83
Abbildung 3.24: Gegenüberstellung verschiedener Möglichkeiten zur Bestimmung der Faser- Quer-Festigkeit des Gewebe-Halbzeugs	84
Abbildung 3.25: Gegenüberstellung der Möglichkeiten zur Bestimmung der Schubbeanspruchung des Gelege- und Gewebe-Halbzeugs	85
Abbildung 3.26: Gegenüberstellung des Nichtlinearen Verlaufs des Gelege- und Gewebe- Materials.....	86
Abbildung 3.27: Darstellung der drei unterschiedlichen Bruchzähigkeitsuntersuchungen: Normale Öffnung (Abbildung links), gleitende Öffnung (Abbildung mitte), und Scheröffnung (Abbildung rechts) [61]	87
Abbildung 3.28: Unterschiede beim Ergebnis des GIC-Versuchs in Abhängigkeit vom Auswerteverfahren	89
Abbildung 3.29: Versuchsaufbau der GIC Messung mit einer Grenzschicht zwischen Gelege- und Gewebe-Prepreg	90
Abbildung 3.30: Vergleich der ermittelten Mode 1 Werte für beide Materialien.....	91
Abbildung 3.31: Unterschiede beim Ergebnis des GIIC-Versuchs in Abhängigkeit vom Auswerteverfahren	92
Abbildung 3.32: NORM: ASTM D6671 Abbildung der Mixed-Mode-Bending Apparatur ...	93
Abbildung 3.33: Ergebnisse der Mixed-Mode-Bending Versuchsreihe bei prozentual unterschiedlicher Überlagerung des Mode 2 vom Mode 1	94
Abbildung 3.34: TGA Opel mit einem Faservolumengehalt (Glührückstand) von 70,8 %	96
Abbildung 3.35: Darstellung der Ergebnisse der simulativ durchgeführten Sensitivitätsanalyse	102
Abbildung 4.1: Themenübersicht von Kapitel 4	106

Abbildung 4.2: Gegenüberstellung einer Dom-Drapiersimulation mit Fibersim (Links) und PAM-Form (Rechts).....	106
Abbildung 4.3: Direkter Vergleich einer Drapiersimulation am Bauteil mit vorgegebenen Drapierparametern der einer in einer kompletten Lage ausgeführten Bauteildrapierung gegenübergestellt ist.....	108
Abbildung 4.4: Darstellung der Drapiersimulation (Abbildung links), Darstellung der Validierung der Drapierung am Bauteil (Abbildung rechts).....	108
Abbildung 4.5: Einfluss des Grenzwinkels bei gleichbleibender Geometrie.....	109
Abbildung 4.6: Gegenüberstellung des mit Fibersim berechneten Drapierwinkels von 24° und dem am Bauteil real gemessenen Winkel von 23°	110
Abbildung 4.7: CT-Scan Darstellung des Bauteils mit markiertem Faserverlauf (Abbildung links), Drapiersimulation des Bauteils mit Fibersim einer UD 0° Lage (Abbildung rechts)	113
Abbildung 4.8: Vergleich des Einflusses unterschiedlicher Drapierwinkel (rot dargestellt) bei gleicher Bauteilgeometrie; Drapierwinkel von 6° (Abbildung oben); Drapierwinkel von 20° (Abbildung unten).....	114
Abbildung 4.9: Gegenüberstellung der Drapiererergebnisse mit unterschiedlichem Drapierursprung; Drapierursprung mittig (Abbildung oben); Drapierursprung um 5mm verschoben (Abbildung unten)	115
Abbildung 4.10: Darstellung zweier unterschiedlicher Drapier-Ergebnisse in Abhängigkeit vom Vorgehen bei der Drapierung, jeweils halbiert dargestellt; Die Erstablagefläche des Flickens wird bis um den Radius gezogen (Abbildung oben); Die Erstablage des Flickens wird nur im Drapierursprung vorgegeben (Abbildung unten)	116
Abbildung 4.11: Darstellung des Einflusses des FSF in Fibersim auf die Genauigkeit des Zuschnittmusters durch deren Überlagerung. Die dargestellten FSF sind mit 0.08, 0.3 und mit 1 gewählt.....	117
Abbildung 4.12: Vergleich der Fibersim-Drapierdaten wie sie im Programm dargestellt werden (Abbildung oben) und der tatsächlichen in ANSA dargestellten Exportinformation (Abbildung unten) bei gleichem FSF	119
Abbildung 5.1: Gegenüberstellung einer B-Säule (Abbildung links) und dem generischen Bauteil (Abbildung rechts).....	121
Abbildung 5.2: Technische Zeichnung des generischen Bauteils im Maßstab 1:4.....	122
Abbildung 5.3: Gegenüberstellung des generischen Bauteils mit einer Elementkantenlänge von 4mm (Abbildung links) gegenüber 2mm (Abbildung rechts).....	123

Abbildung 5.4: Vorgehensweise zur Fertigung eines generischen Bauteils aus Kohlenstofffaser-Prepreg-Material, angefangen beim Urmodell bis zum fertigen Bauteil	124
Abbildung 5.5: 3D-Scan - Abweichung SikaBlock M940 Form vom CAD Bauteil	125
Abbildung 5.6: 3D-Scan - Abweichung CFK-Form vom konstruierten Bauteil	126
Abbildung 5.7: Darstellung der Bauteilunterteilung in 5 Patches im Präprozessor Hypermesh 14 (Abbildung links), Schnittmuster des generischen Bauteils erstellt mit Fibersim 14.1 (Abbildung rechts)	129
Abbildung 5.8: Grundaufbau eines Autoklaven für die Bauteilherstellung nach dem Autoklavverfahren [33]	130
Abbildung 5.9: Autoklav Zyklus der Bauteilherstellung mit einem Soll- zu Ist-Vergleich ..	131
Abbildung 6.1: Themenübersicht von Kapitel 6	133
Abbildung 6.2: Mit Kalk besprühtes Bauteil um Veränderungen an der Bauteil-Oberfläche durch Abplatzen besser sichtbar zu machen und somit die Reihenfolge des Versagens besser bestimmen zu können.....	134
Abbildung 6.3: Versuchsaufbau des 3-Punkt-Biegeversuchs	135
Abbildung 6.4: Beispiel einer Kontaktdefinition für Optistruct.....	136
Abbildung 6.5: 3-Punkt-Biege-Versuchsnachbau in Altair Hypermesh.....	136
Abbildung 6.6: Versuchsaufbau des Torsionsversuchs mit eingespanntem generischem Bauteil	137
Abbildung 6.7: Darstellung der Modellierung des Torsions-Versuchs in Altair Hypermesh in der Draufsicht (Oben) und in der Frontalansicht (Unten)	138
Abbildung 6.8: Ergebnisse der beiden 3-Punkt-Biege-Versuche am generischen Bauteil	139
Abbildung 6.9: Versagensbild der beiden geprüften generischen Bauteile im Torsionsversuch. Generische Struktur (GS2) (Abbildung oben links); Generische Struktur (GS3) (Abbildung oben rechts).....	140
Abbildung 6.10: Versuchsergebnisse zweier auf Torsion beanspruchter Bauteile	140
Abbildung 6.11: Maximalverformung des generischen Bauteils GS8 bei einem Verdrehwinkel von 105° (Abbildung links); Erstversagen (Abbildung rechts oben); Zweitversagen (Abbildung rechts unten); Drittversagen (Abbildung rechts Mitte).....	141
Abbildung 6.12: CAE Darstellung der örtlichen Aufdickung im Überlappungsbereich der Patches.....	142
Abbildung 6.13: Ergebnisse der zyklischen Bauteilprüfung im 3-Punkt-Biegeversuch.....	143
Abbildung 6.14: Vergleich der Kraft-Weg-Kurve eines Bauteils mit dem Ergebnis der statischen Simulation	145

Abbildung 6.15: Vergleich von Bauteiltests mit den statischen Simulationsergebnissen beim 3-Punkt-Biegeversuch	146
Abbildung 6.16: Faserverbundbauteil nach dem 3-Punkt-Biegeversuch mit Kalkspray	147
Abbildung 6.17: Netzabhängigkeit gegenüber des Composite Failure Index und der Dateigröße	148
Abbildung 6.18: Abhängigkeit des Faservolumenanteils und des Composite Failure von der Drapierung.....	149
Abbildung 6.19: Ergebnisse der Torsionsprüfung des generischen Bauteils mit dem Ergebnis der statischen Simulation	150
Abbildung 6.20: Versagen in der Simulation im Vergleich mit den Versuchsergebnissen. Gezeigt sind die Konturabbildung der Simulation (Abbildung unten) sowie die versagten Bereiche während der Torsionsversuche. Das Erstversagen nahe der Einspannung (Abbildung oben links), das Drittversagen im Bereich der Senke (Abbildung oben Mitte) und das Zweitversagen nahe dem Sattelbereich (Abbildung oben rechts)	151
Abbildung 6.21: Abhängigkeit des Faservolumenanteils und des Composite Failure Index von der Laminatdicke.....	152
Abbildung 7.1: Schematische Darstellung des simulativen Entwicklungsprozess	156

Tabellenverzeichnis

Tabelle 2.1: Übersicht der CAD Programme und der Anwender im Automobilbereich.....	31
Tabelle 2.2: Übersichtstabelle einiger Programme zur Berechnung und Optimierung eines Laminats unter Verwendung der Klassischen Laminattheorie.	33
Tabelle 2.3: Übersicht der gängigsten Drapier-Simulations Programme.....	36
Tabelle 2.4: Übersicht der gängigsten Prä- und Postprozessor Programme.	37
Tabelle 2.5: Übersicht der gängigsten CAT Programme von Prüfmaschinenherstellern.	38
Tabelle 3.1: Übersichtstabelle aller verwendeten ASTM und DIN Normen inklusive der Proben-Geometrien und der Prüfparameter.	53
Tabelle 3.2: Übersicht der benötigten Probenplatten und deren prognostizierte Probenplattendicke.....	59
Tabelle 3.3: Ermittelte FVA der einzelnen Probenplatten bezogen auf die Plattendicke.....	61
Tabelle 3.4: Übersicht aller zur Verwendung kommenden Fräser und deren Fräsparameter..	68
Tabelle 3.5: Übersicht der gewählten Matrix-Materialkennwerte.	95
Tabelle 3.6: Ergebnisse des Ringversuchs im Prüflabor der Adam Opel AG und dem PUK Clausthal.....	97

Tabelle 3.7: Darstellung einer Methodik zur effizienten Parametergewinnung für die CAE	100
Tabelle 3.8: Zusammenfassung und Berechnung aller ermittelten Materialparameter für Gelege, unabhängig von deren Bestimmungsart.....	103
Tabelle 3.9: Zusammenfassung und Berechnung aller ermittelten Materialparameter für Gewebe, unabhängig von deren Bestimmungsart.	104
Tabelle 4.1: Übersicht der faserspezifischen Parameter, entnommen aus den Datenblättern	110